



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

## FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

## LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

## NÁVRH LEHKÉHO, ČTYŘSEDADLOVÉHO LETOUNU

DESIGN OF LIGHT FOUR-SEATER AIRCRAFT

### DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

### AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Miloš Mikulášek

### VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

BRNO 2016



# Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav  
Student: **Bc. Miloš Mikulášek**  
Studijní program: Strojní inženýrství  
Studijní obor: Stavba letadel  
Vedoucí práce: **prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.**  
Akademický rok: 2015/16

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

## Návrh lehkého, čtyřsedadlového letounu

### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

V současné době existuje několik výkonných, čtyř sedadlových letounů kategorie FAR/CS 23 zejména pro sportovní a turistické použití. Pro pilotní výcvik a úsporné sportovní létání vzniká požadavek na lehký, čtyřsedadlový letoun s úsporným provozem a nízkou celkovou cenou letounu. Jako příklad lze uvést letoun L-40 Meta Sokol. Předpokládá se celokovová konstrukce s moderní technologií výroby.

### Cíle diplomové práce:

Navrhnout celokovový letoun v kategorii FAR/CS 23 v čtyřsedadlovém obsazení. Celkovou koncepci zvolit tak, aby se dosáhlo nízké hmotnosti, úsporného provozu a nízké ceny. Předpokládá se použití pro pilotní výcvik a sportovní létání. Z hlediska konstrukce se předpokládá zatahovací podvozek a moderní technologie výroby. Pro Diplomový projekt je požadováno:

- celkový návrh a koncepce
- základní rozměrový návrh,
- výběr nejvhodnější pohonné jednotky,
- základní hmotový rozbor a centráže,
- výpočet základních aerodynamických a pevnostních charakteristik
- výpočet výkonů a vlastností
- odhad nákladů na vývoj a výrobu prototypů a seriové výroby

### Seznam literatury:

Jane's: All the Worlds' Aircraft (všech vydání).

Niu, M. C. Y. (1991): Airframe Structural design, Conmilit LTD.

Roskam, J. (1989): Airplane Design (Parts), The University of Kansas.

Mikula, J. (2004): Konstrukce a projektování letadel, ČVUT, Praha.

European Aviation Safety Agency (2015): Certification Specification CS23.

Federal Aviation Administration (2004): Federal Aviation Regulations FAR 23.

Píštěk, A. (1988): Pevnost a životnost, VUT v Brně.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2015/16

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty



---

## ABSTRAKT

Diplomová práce se zabývá návrhem celokovového čtyřmístného letounu s nízkou vzletovou hmotností v kategorii CS-23. V práci jsou navrženy základní rozměry letounu, proveden hmotový rozbor, vypočítány základní aerodynamické charakteristiky a letové výkony. V závěru práce jsou odhadnuté náklady na vývoj a výrobu.

## KLÍČOVÁ SLOVA

Letoun, aerodynamika, hmotnostní rozbor, koncepční návrh, Rotax 915iS, letové výkony

## ABSTRACT

This master's thesis is focused on the design of four-seat metal aircraft with low take-off weight in accordance with CS-23. Main dimensions of aircraft are designed, weight analysis, aerodynamic characteristics and flight performance are calculated in this thesis. In conclusion, the estimated costs of development and production are determined.

## KEYWORDS

Aircraft, aerodynamics, weight analysis, conceptual design, Rotax 915iS, flight performance



## BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

MIKULÁŠEK, M. *Návrh lehkého, čtyřsedadlového letounu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 80 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.



## ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením prof. Ing. Antonína Píšťka, CSc. a s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Brně dne 26. Května 2016

.....

Miloš Mikulášek



## PODĚKOVÁNÍ

Rád bych poděkoval mému vedoucímu panu prof. Ing. Antonínovi Píšťkovi, CSc. za cenné rady, připomínky a poskytnuté materiály.





# OBSAH

<b>ÚVOD</b>	<b>12</b>
<b>1 POŽADAVKY</b>	<b>13</b>
1.1 Průzkum trhu	13
1.1.1 L-40 Meta Sokol	13
1.1.2 Piper PA-28 Cherokee	14
1.1.3 VUT100 Cobra	14
<b>2 KONCEPČNÍ NÁVRH</b>	<b>15</b>
2.1 Křídlo	15
2.1.1 Půdorysný tvar křídla	15
2.1.2 Výškové uspořádání křídla	16
2.2 Ocasní plochy	16
2.3 Přistávací zařízení	17
2.4 Pohonná jednotka	18
<b>3 NÁVRH PARAMETRŮ LETOUNU</b>	<b>20</b>
3.1 Návrh nosné plochy	20
3.2 Návrh trupu	21
3.3 Návrh VOP	21
3.4 Návrh SOP	22
3.5 Muška letounu	23
<b>4 HMOTNOSTNÍ ROZBOR</b>	<b>24</b>
4.1 Návrhové hmotnosti letounu	24
4.2 Polohy těžišť částí letounu	24
4.3 Hmotnostní konfigurace	26
4.4 Centrážní diagram	27
<b>5 AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY</b>	<b>28</b>
5.1 Křídlo	28
5.1.1 Půdorys křídla	28
5.1.2 Střední aerodynamická těliva	28
5.1.3 Profilové charakteristiky	29
5.1.4 Rozložení vztlaku po rozpětí	34
5.1.5 Polára křídla	35
5.2 Letoun	37
5.2.1 Polára letounu	37
<b>6 OBÁLKA ZATÍŽENÍ</b>	<b>38</b>
6.1 Obratová obálka	38



6.2 Poryvová obálka .....	39
6.3 Klapková obálka.....	40
6.4 Celková obálka zatížení.....	40
<b>7 STATICKÁ A DYNAMICKÁ ZÁSoba LETOUNU .....</b>	<b>42</b>
7.1 Sklon vztlakové čáry letounu .....	42
7.2 Statická zásoba s pevným řízením .....	44
7.2.1 Aerodynamický střed kombinace křídlo-trup.....	44
7.2.2 Posunutí aerodynamického středu od VOP .....	45
7.2.3 Posunutí aerodynamického středu od propulze .....	46
7.2.4 Statická zásoba stability letounu s pevným řízením.....	46
7.3 Statická zásoba s volným řízením .....	46
7.3.1 Aerodynamický střed letounu s volným řízením.....	46
7.3.2 Statická zásoba stability letounu s volným řízením.....	48
7.4 Dynamická zásoba s pevným řízením .....	48
7.4.1 Poloha dynamického bodu letounu s pevným řízením .....	48
7.4.2 Dynamická zásoba stability letounu s pevným řízením.....	49
7.5 Dynamická zásoba s volným řízením .....	49
7.5.1 Poloha dynamického bodu letounu s volným řízením .....	49
7.5.2 Dynamická zásoba stability letounu s volným řízením.....	50
<b>8 LETOVÉ VÝKONY .....</b>	<b>51</b>
8.1 Tah a výkon.....	51
8.2 Úhel klouzání .....	53
8.3 Klouzavost.....	54
8.4 Rychlostní polára .....	55
8.5 Stoupací rychlost .....	56
8.6 Úhel stoupání .....	57
8.7 Vzlet.....	58
8.7.1 Pozemní část vzletu .....	59
8.7.2 Vzdušná část vzletu .....	60
8.7.3 Celková délka vzletu .....	61
8.8 Přistání.....	62
8.8.1 Vzdušná část přistání.....	63
8.8.2 Délka dojezdu .....	63
8.8.3 Celková délka přistání .....	65
<b>9 NÁKLADY NA VÝVOJ A VÝROBU .....</b>	<b>66</b>
9.1 Inženýrské vývojové práce.....	67
9.2 Zajištění vývoje .....	67
9.3 Letové zkoušky .....	68



---

9.4 Přípravné vybavení .....	69
9.5 Výroba .....	69
9.6 Kontrola kvality.....	70
9.7 Materiál a výstroj.....	70
9.8 Motor a avionika.....	71
9.9 Ostatní náklady.....	71
9.10 Celkové náklady.....	71
9.11 Cena jednoho kusu .....	72
9.12 Bod zvratu.....	72
<b>ZÁVĚR .....</b>	<b>75</b>
<b>SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ .....</b>	<b>76</b>
<b>SEZNAM OBRÁZKŮ .....</b>	<b>77</b>
<b>SEZNAM TABULEK.....</b>	<b>78</b>
<b>SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ .....</b>	<b>79</b>



---

## ÚVOD

Diplomová práce se zabývá návrhem celokovového, čtyřsedadlového letounu s nízkou vzletovou hmotností v kategorii CS-23, určeného především pro sportovní a turistické využití. Letoun je navržen tak, aby splňoval požadavky na pilotní výcvik.

Začátek práce je věnován koncepčnímu návrhu letounu, volbě pohonné jednotky a jsou navrženy základní rozměry křídla, trupu a ocasních ploch.

Další část práce je věnována hmotnostnímu rozboru pro většinu možných letových konfigurací, z čehož je následně sestaven centrážní diagram.

Pro zvolené parametry křídla je pomocí programu Glauert III a profilových charakteristik vytvořena letová polára křídla, a po připočítání škodlivých odporů od jednotlivých částí letounu je vytvořena letová polára celého letounu.

Na konci práce je stanovena zásoba stability pro letoun s pevným a volným řízením, vypočítány letové výkony letounu a odhadnuty náklady na vývoj a výrobu.



# 1 POŽADAVKY

Je požadován celokovový čtyřmístný letoun v kategorii FAR/CS 23. Hlavním cílem je navrhnout letoun s nízkou vzletovou hmotností, úsporným provozem a nízkou výrobní cenou. Letoun je převážně určen pro pilotní výcvik a sportovní létání. Letoun bude vybaven zatahovacím podvozkem.

## 1.1 Průzkum trhu

Před vývojem nového letounu začnu průzkumem trhu pro získání informací o podobných letounech v dané kategorii. Získané informace pak mohou být použity jako podklad pro vývoj nového letounu s lepšími vlastnostmi.

### 1.1.1 L-40 Meta Sokol

Orličan L-40 Meta Sokol je celokovový sportovní letoun československé výroby pro 1 pilota a 3 pasažéry, který byl vyráběn v letech 1957 až 1959. První prototypy byly vybaveny motorem Walter Minor III s výkonem 77kW. Později letoun získal výkonnější 103kW motor Walter M-332.[8]



Technické parametry:

Obr. 1 L-40 Meta Sokol [8]

- Rozpětí	10,10 m
- Délka	7,54 m
- Výška	1,23 m
- Vzletová hmotnost	935 kg
- Prázdná hmotnost	535 kg
- Plocha křídla	14,56 m <sup>2</sup>
- Maximální rychlost	225 km/h
- Cestovní rychlost	210 km/h
- Pádová rychlost s klapkami	95 km/h



### 1.1.2 Piper PA-28 Cherokee

Piper PA-28 je čtyřmístný celokovový letoun vyráběný od roku 1961 určený pro pilotní výcvik, vzdušné taxi a pro osobní použití. Letoun je vyráběn s motory Lycoming o výkonu 105kW až 220kW.[9]



Obr. 2 Piper PA-28 Cherokee [9]

Technické parametry:

- Rozpětí	9,2 m
- Délka	7,16 m
- Vzletová hmotnost	975 kg
- Prázdná hmotnost	544 kg
- Plocha křídla	14,56 m <sup>2</sup>
- Maximální rychlost	230 km/h
- Pádová rychlost s klapkami	87 km/h

### 1.1.3 VUT100 Cobra

Celokovový čtyřmístný letoun české výroby, který je v prodeji od roku 2012. Letoun je určen především pro cestování, ale i pro pilotní výcvik.[10]

Technické parametry:

- Rozpětí	10,2 m
- Délka	8 m
- Vzletová hmotnost	1450 kg
- Prázdná hmotnost	880 kg
- Plocha křídla	13,11 m <sup>2</sup>
- Maximální rychlost	324 km/h
- Pádová rychlost	103 km/h



Obr. 3 VUT100 Cobra [10]



## 2 KONCEPČNÍ NÁVRH

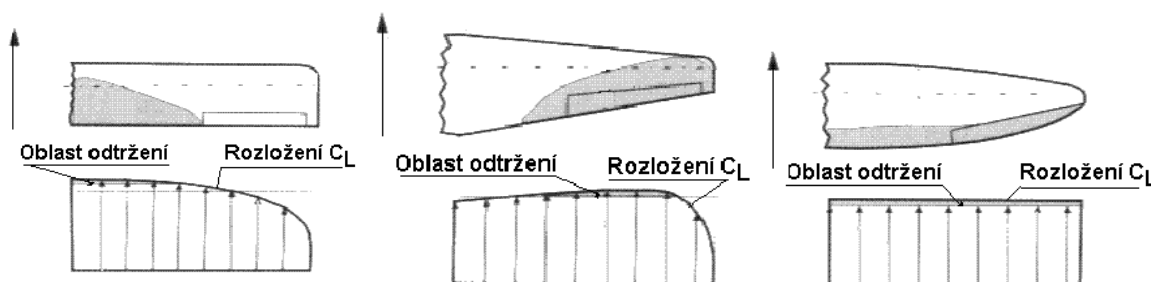
### 2.1 Křídlo

Křídlo je hlavní nosná plocha letounu, na které vzniká největší podíl vztlaku. Při návrhu křídla zohledňujeme jeho půdorysný tvar a také jeho uspořádání vůči trupu pro dosažení ideálních vlastností letounu.

#### 2.1.1 Půdorysný tvar křídla

Půdorysný tvar křídla významně ovlivňuje hmotnost a letové vlastnosti celého letounu. Křídlo může mít obdélníkový půdorys, lichoběžníkový půdorys nebo eliptický půdorys. Často je na letounech použita jejich kombinace.

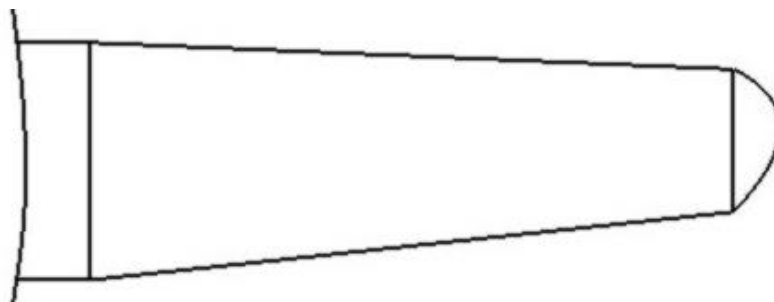
Rozložení vztlaku a místo odtržení proudnic u jednotlivých půdorysů je vidět na následujícím obrázku:



Obr. 4 Rozložení vztlaku podle půdorysného tvaru [10]

Požadavkem na letoun je nízká vzletová hmotnost, sportovní využití a použití na pilotní výcvik. Porovnáním výhod a nevýhod všech půdorysných tvarů je nejvhodnější volbou použití lichoběžníkového křídla, které má poměrně nízkou hmotnost a je bezpečnější pro pilotní výcvik. Nevýhodou jsou špatné pádové vlastnosti, protože proudnice se při vysokém úhlu náběhu začínají odtrhávat v místě křidélek. Pro zlepšení pádových vlastností se provádí aerodynamické kroucení, geometrické kroucení nebo kombinace obou.

Pro letoun **volím obdélníkový centropoplán a lichoběžníková vnější křídla.**



Obr. 5 Zvolený půdorys křídla



### 2.1.2 Výškové uspořádání křídla

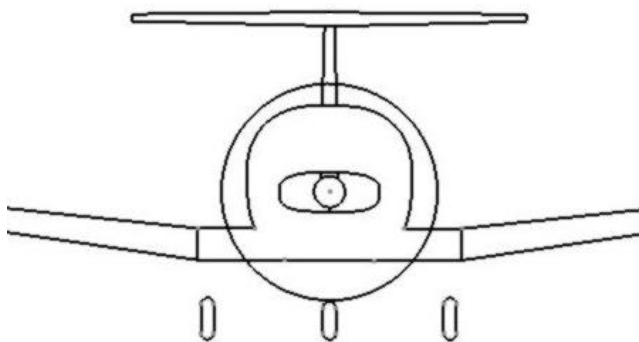
Výškové umístění křídla ovlivňuje letové vlastnosti letounu, polohu těžiště a také ovlivňuje volbu podvozku. Existují tři typy uspořádání. Je to dolnoplošné, středoplošné a hornoplošné uspořádání.

Požadavky na letoun, které nejvíce ovlivní volbu výškového uspořádání, jsou:

- Čtyřmístné provedení letounu
- Nízká vzletová hmotnost
- Zatahovací podvozek

Těchto parametrů nejlépe dosáhneme s dolnoplošným uspořádáním. Výhodou dolnoplošného uspořádání je možnost použití lehkého zatahovacího podvozku s dostatečným rozchodem nebo dobrý výhled z letounu v zatáčkách. Nevýhodou je vyšší interferenční odpor a snížení stability letounu posunutím těžiště nad aerodynamický střed.

Pro letoun **volím dolnoplošné uspořádání křídla vůči trupu.**



Obr. 6 Zvolené dolnoplošné uspořádání

## 2.2 Ocasní plochy

Ocasní plochy zajišťují stabilitu a řiditelnost letounu. Jsou tvořeny svislou a vodorovnou ocasní plochou. Uspořádání ocasních ploch je motýlkové, klasické a uspořádání ocasních ploch do písmene T.

Po zvážení všech výhod a nevýhod **volím T-ocasní plochy**. Výhodou T-ocasních ploch je nižší aerodynamický odpor letounu, ofukování čistým proudem vzduchu a zachování účinnosti svislé ocasní plochy. Nevýhodou je nutnost zvýšení tuhosti konstrukce a s tím spojená vyšší hmotnost.

Na obr. 6 je vidět uspořádání ocasních ploch do T.



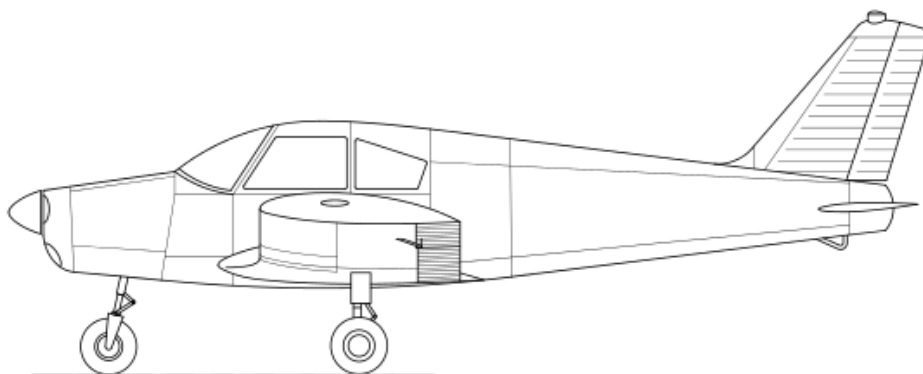


## 2.3 Přistávací zařízení

U letounů se nejčastěji používají dva typy podvozků. Je to podvozek s ostruhovým kolem a podvozek s příďovým kolem.

Přistávací zařízení s ostruhovým kolem má hlavní podvozek umístěn před těžištěm letounu, který je doplněn o ostruhové kolo. To bývá umístěné na zadní části letounu. Tento typ podvozku má značné nevýhody a je používán především u nejlevnějších a nejmenších letounů.

Přistávací zařízení s příďovým kolem má hlavní podvozek za těžištěm letounu a je doplněn podvozkovou nohou, která je umístěna na přední části trupu. U podvozku s příďovým kolem je letoun při pojíždění ve vodorovné poloze, vzlet i přistání je mnohem lehčí než u letounu s ostruhou a nehrozí zde překlacení.



Obr. 7 Podvozek s příďovým kolem [9]

Pro letoun volím **elektricky zatahovací podvozek s příďovým kolem**. Jedním z důvodů použití zatahovacího podvozku, mimo lepší aerodynamické vlastnosti, je požadavek na trénink přistání se zatahovacím podvozkem v osnovách pilotního výcviku.



## 2.4 Pohonná jednotka

Požadavkem na letoun je nízká hmotnost a úsporný provoz. Letoun bude sloužit i pro sportovní létání a proto je potřeba zvolit motor s nízkou hmotností, dostatečným výkonem a současně s nejnižší možnou spotřebou.

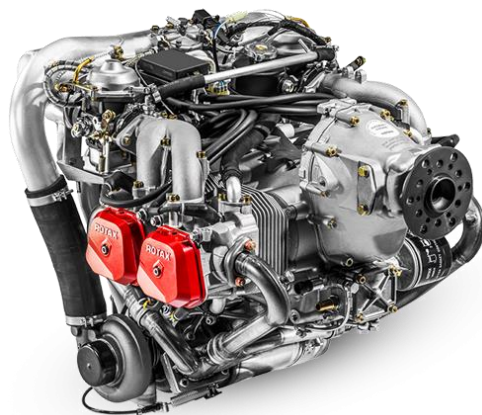
Porovnání motorů od různých výrobců:

### Rotax 914 F

Čtyřválcový, čtyřtaktní motor, který má kapalinou chlazené hlavy válců a vzduchem chlazené válce. Automatické vymezování ventilové vůle.

Parametry:

- Výkon: 84,5 kW (115HP)
- Krouticí moment: 144 Nm (4900/min)
- Zdvihový objem: 1211,2 cm<sup>3</sup>
- Kompresní poměr: 9:1
- Palivo: Natural 95
- Spotřeba: 18 litrů/hodina
- Hmotnost motoru: 81,3 kg



Obr. 8 Rotax 914 F [11]

### Rotax 912 iSc Sport

Čtyřválcový, čtyřtaktní motor s protilehlými válci. Mazání se suchou skříní a oddělenou olejovou nádrží. Automatické vymezování ventilové vůle.

Parametry:

- Výkon: 73,5 kW (100HP)
- Krouticí moment: 121 Nm (5800/min)
- Zdvihový objem: 1352 cm<sup>3</sup>
- Kompresní poměr: 10,5:1
- Palivo: Natural 95
- Spotřeba: 14 litrů/hodina
- Hmotnost motoru: 75,4 kg



Obr. 9 Rotax 912 iSc Sport [11]



## Rotax 915 iS

Motor, který byl vyvinut jako následník předchozích typů Rotax 912 / 914. Čtyřválcový, čtyřtaktní motor s protilehlými válci. Kapalinou a vzduchem chlazený.

Parametry:

- Výkon: 100 kW (135HP)
- Maximální otáčky: 5800/min
- Zdvihový objem: 1352 cm<sup>3</sup>
- Palivo: Natural 95
- Hmotnost motoru: 84 kg
- Spotřeba paliva: 25 litrů/hodina



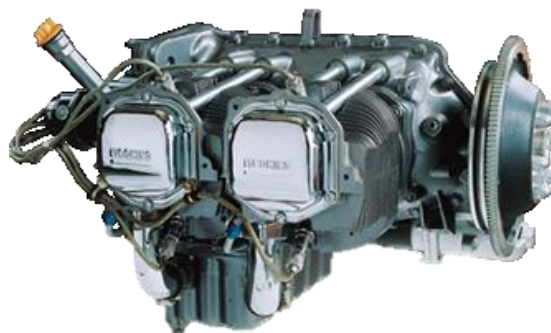
Obr. 10 Rotax 915 iS [11]

## Lycoming O-320-E

Čtyřválcový, vzduchem chlazený motor. Používaný na známých letounech Piper nebo Cessna.

Parametry:

- Výkon: 111 kW (150HP)
- Kompresní poměr: 7:1
- Palivo: 80/87 AVGAS
- Spotřeba: 30 litrů/hodina
- Hmotnost motoru: 128 kg



Obr. 11 Lycoming O-320-E [12]

## Lycoming O-360-E

Čtyřválcový, vzduchem chlazený motor.

Parametry:

- Výkon: 133 kW (180HP)
- Kompresní poměr: 7,2:1
- Palivo: 80/87 AVGAS
- Spotřeba: 32,9 litrů/hodina
- Hmotnost motoru: 142 kg



Obr. 12 Lycoming O-360-E [12]

Z výše uvedených motorů se jeví jako nejlepší volba Rotax 915 iS. Má nejlepší poměr výkonu a hmotnosti. Výhodnější je i pro použité palivo Natural 95, než Avgas u motorů Lycoming. Proto **volím motor ROTAX 915 iS**. K motoru dále volím třílistou vrtuli s průměrem 1,8m.



## 3 NÁVRH PARAMETRŮ LETOUNU

### 3.1 Návrh nosné plochy

V přechodí kapitole jsem zvolil lichoběžníkový půdorys křídla a dolnoplošné uspořádání křídla.

U lichoběžníkového křídla dochází při maximálním součiniteli vztlaku k odtržení proudnic v místě křidélek, čímž se letoun stává neovladatelný. Pro zachování dobrých pádových vlastností musí být křídlo aerodynamicky a geometricky krouceno. Kořenový profil křídla volím modifikovaný LS-417MOD a na konci křídla volím modifikovaný profil LS-413MOD. Modifikované verze profilů jsem volil kvůli vyššímu součiniteli vztlaku. Volím konec křídla geometricky kroucený o  $-2^\circ$  oproti kořenu křídla.

Návrhové parametry jsou uvedeny v následující tabulce:

Tab 1 Základní parametry křídla

Plocha křídla	$S$	13,54	m <sup>2</sup>
Štíhlost	$\lambda_{KŘ}$	8,5	-
Rozpětí včetně koncových oblouků	$b_W$	11	m
Rozpětí (aerodynamické)	$b$	10,73	m
Kořenový profil	<i>LS – 417MOD</i>		
Koncový profil	<i>LS – 413MOD</i>		
Hloubka kořenového profilu	$C_0$	1500	mm
Hloubka koncového profilu	$C_k$	900	mm
Vzepětí	$\Psi$	6	°
Úhel nastavení k ose trupu	$\varphi$	2,5	°
Poloha počátku vztlakové klapky	$b_{KL1}$	1,1	m
Poloha konce vztlakové klapky	$b_{KL2}$	3,9	m
Hloubka klapky	$C_{KL}$	30	%
Maximální výchylka vztlakové klapky	$\delta_{KL}$	40	°
Poloha počátku křidélka	$b_{KR1}$	3,9	m
Poloha konce křidélka	$b_{KR2}$	5,2	m
Hloubka křidélka	$C_{KR}$	20	%
Maximální výchylka křidélka nahoru	$\delta_{KLN}$	-20	°
Maximální výchylka křidélka dolů	$\delta_{KLD}$	15	°

Křídlo se skládá z hlavního a pomocného nosníku. Hlavní nosník je umístěn v místě největší stavební výšky profilu, tj. v 30,2% hloubky křídla. Pomocný nosník je umístěn v 66% hloubky křídla. Prostor, který vznikne v centroplánu mezi oběma nosníky je využit pro zatahovací podvozek.



## 3.2 Návrh trupu

Trup letounu slouží ke spojení jednotlivých částí draku v jeden celek, a dále pro přepravu cestujících a zavazadel. Hlavním požadavkem, který bude určovat velikost a tvar trupu je možnost přepravy čtyř osob a několika menších zavazadel. Volím trup s následujícími parametry.

Tab 2 Základní parametry trupu

Délka trupu	$L_{TR}$	7,47	m
Maximální výška	$v_{TR}$	2,7	m
Maximální šířka	$S_{TR}$	1,3	m
Maximální čelní plocha	$S_{TR}$	1,564	m <sup>2</sup>

## 3.3 Návrh VOP

Vodorovné ocasní plochy mají lichoběžníkový půdorys. Profil v kořeni i na konci VOP byl zvolen NACA 0012.

V následující tabulce jsou navrženy parametry VOP.

Tab 3 Základní parametry VOP

Rozpětí	$b_{VOP}$	3,3	m
Hloubka kořenového profilu	$C_{VOP,0}$	900	mm
Hloubka koncového profilu	$C_{VOP,K}$	500	mm
Profil	NACA 0012		
Plocha VOP	$S_{VOP}$	2,3	m <sup>2</sup>
Štíhlost	$\lambda_{VOP}$	4,73	-
Úhel nastavení k ose trupu	$\varphi$	-4	°
Maximální výchylka nahoru	$\delta_{VOP,N}$	30	°
Maximální výchylka dolů	$\delta_{VOP,D}$	20	°
Vzdálenost AS <sub>KŘ</sub> od AS <sub>VOP</sub>	$L_{VOP0,25}$	4,488	m
Mohutnost VOP	$V_{VOP}$	0,61	-
Plocha kormidla	$S_{VK}$	0,891	m <sup>2</sup>

Výpočet plochy VOP a mohutnosti VOP je řešen v aerodynamickém rozboru.



### 3.4 Návrh SOP

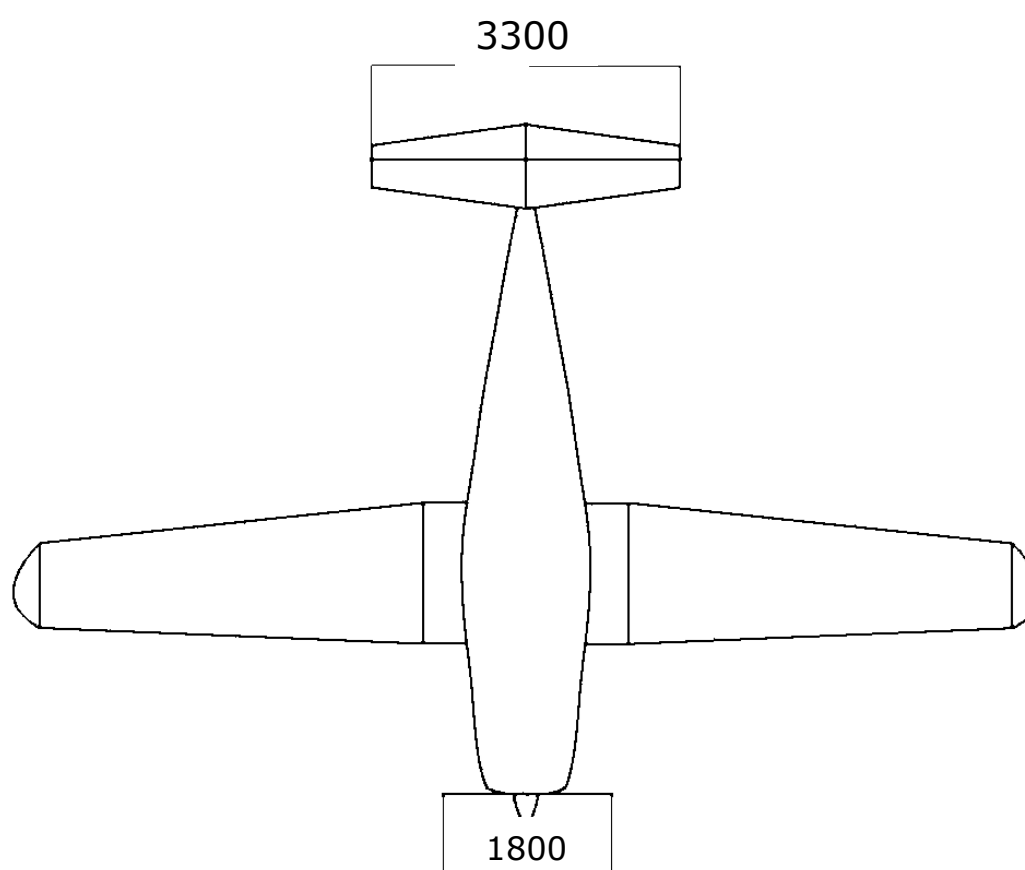
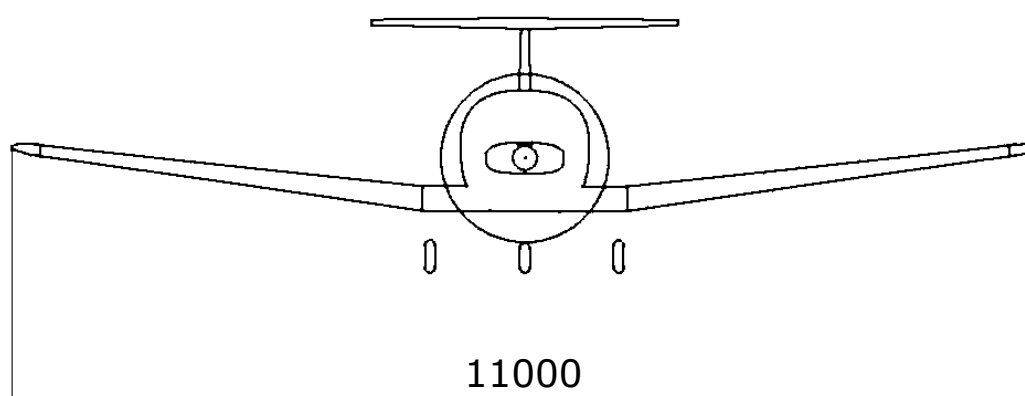
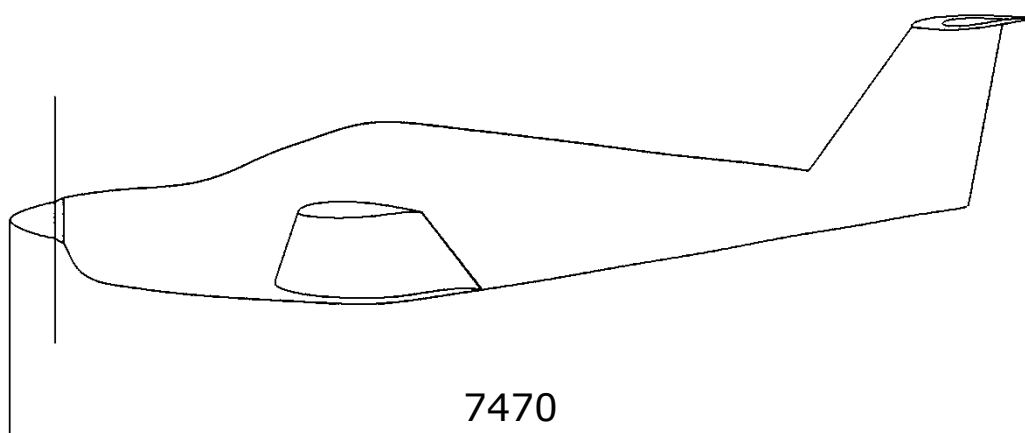
Základní parametry svislých ocasních ploch jsou uvedeny v následující tabulce.

Tab 4 Základní parametry SOP

Plocha SOP	$S_{SOP}$	2,45	m <sup>2</sup>
Profil	NACA 0012		
Maximální výchylka	$\delta_{SOP}$	25	°
Plocha kormidla	$S_{SK}$	0,394	m <sup>2</sup>



### 3.5 Muška letounu





## 4 HMOTOVÝ ROZBOR

Hmotnosti jednotlivých částí letounu byly získány přibližným odhadem na základě podobných typů letounů. U některých dílů byly hmotnosti získány přímo od výrobce.

Poloha těžiště u těchto částí byla odměřena z 3D modelu v programu CATIA.

### 4.1 Návrhové hmotnosti letounu

Maximální vzletová hmotnost letounu je stanovena:

$$m_{TOW} = 1050kg$$

Hmotnost prázdného letounu je:

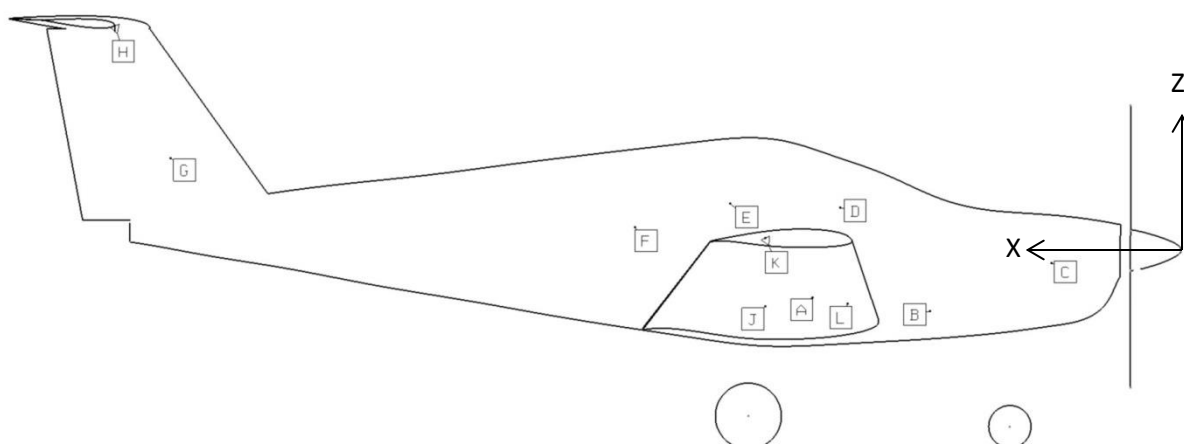
$$m_{prázdná} = 500kg$$

Užitečná hmotnost letounu je:

$$m_{užitečná} = 550kg$$

### 4.2 Polohy těžišť částí letounu

Na následujícím obrázku jsou zobrazeny polohy těžišť různých částí letounu.



Obr. 13 Poloha těžišť jednotlivých částí letounu





Tab 5 Hmotnosti a poloha těžišť v ose X u jednotlivých částí letounu

		m [kg]	X <sub>T</sub> [mm]	m.x [kg.mm]
A	Křídlo	101	2453	247753
B	Příďové kolo	15	1598	23970
C	Motor	126	824	103824
D	Přední dva cestující	60 - 200	2172	-
E	Zadní dva cestující	60 - 200	2602	-
F	Zavazadla	0 - 50	3299	-
G	SOP	18	6434	115812
H	VOP	20	6791	135820
J	Hlavní podvozek	30	2647	79410
K	Trup	190	2507	476330
L	Palivo	100	2089	-
<b>Suma:</b>		<b>500</b>	<b>2366</b>	<b>1182919</b>

Pro výpočet polohy těžiště prázdného letounu použijeme vztah:

$$x_T = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} = \frac{1182919}{500} = 2366 \text{ mm}$$

Velikost a poloha střední aerodynamické tětiny je řešena v kapitole 5.1.2:

$$c_{SAT} = 1285,21 \text{ mm}$$

$$x_{SAT} = 53,7 + 1927 = 1980,7 \text{ mm}$$

Pro výpočet centrází byl použit vztah:

$$x_{Ci} = \frac{x_{Ti} - x_{SAT}}{c_{SAT}} \cdot 100\%$$

kde  $x_{Ti}$  je x-ová souřadnice polohy těžiště jednotlivých částí letounu,  $x_{SAT}$  poloha střední aerodynamické tětiny od nosu letounu a  $c_{SAT}$  je střední aerodynamické tětíva křídla.



## 4.3 Hmotnostní konfigurace

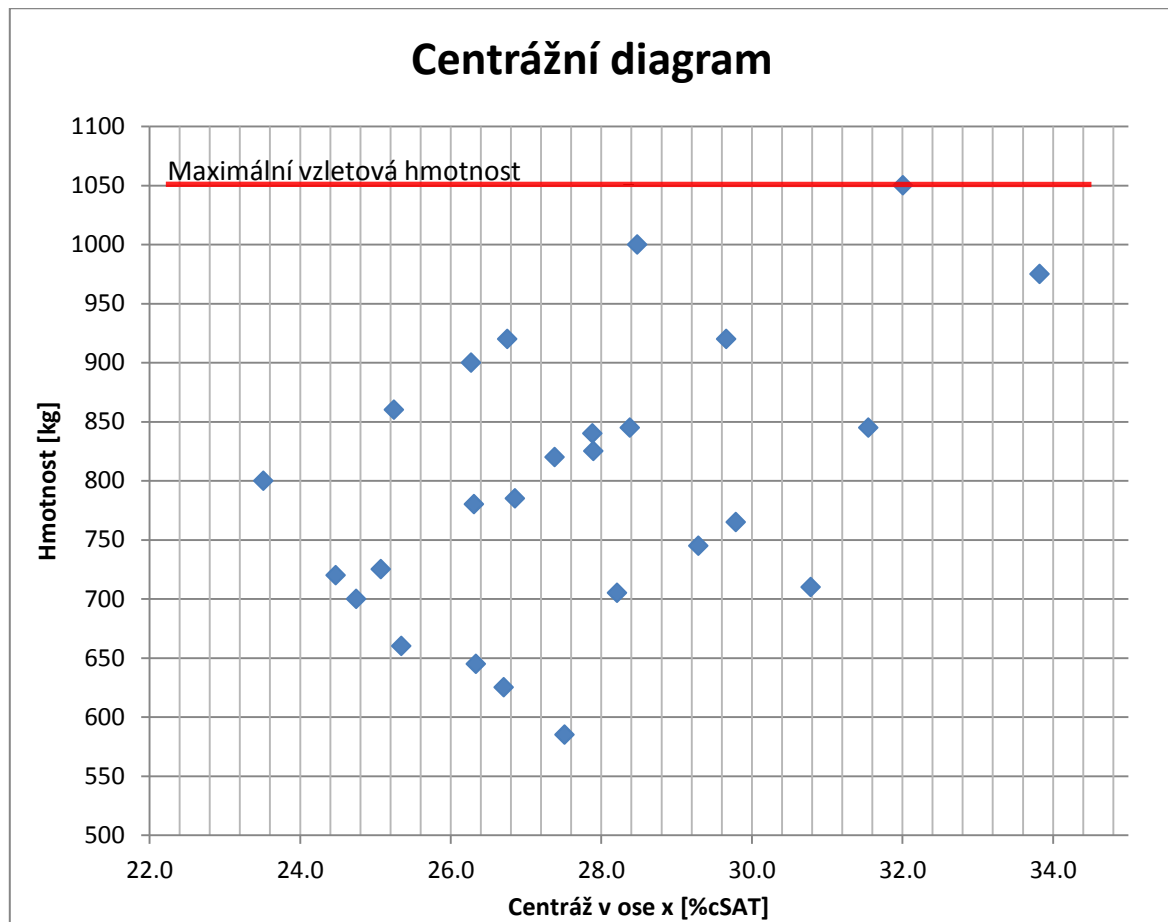
Následující tabulka zobrazuje hmotnostní konfigurace letounu včetně centrází.

Tab 6 Hmotnostní konfigurace letounu

	KOMBINACE	m	x <sub>T</sub>	x <sub>C</sub>
		[kg]	[mm]	[%c <sub>SAT</sub> ]
1	Pilot (100kg) + palivo (100kg)	700	2298.7	24.7
2	Pilot (60kg) + palivo (100kg)	660	2306.4	25.3
3	Pilot (60kg) + palivo (100kg) + bagáž (50kg)	710	2376.3	30.8
4	2 x Pilot (100kg) + palivo (100kg)	800	2282.9	23.5
5	2 x Pilot (60kg) + palivo (100kg)	720	2295.2	24.5
6	2 x Pilot (100kg) + cestující (100kg) + palivo (100kg)	900	2318.3	26.3
7	2 x Pilot (60kg) + cestující (60kg) + palivo (100kg)	780	2318.8	26.3
8	2 x Pilot (100kg) + cestující (60kg) + palivo (100kg)	860	2305.1	25.2
9	2 x Pilot (60kg) + cestující (100kg) + palivo (100kg)	820	2332.6	27.4
10	2 x Pilot (100kg) + 2 x cestující (100kg) + palivo (100kg) + bagáž (50kg)	1050	2392.0	32.0
11	2 x Pilot (60kg) + 2 x cestující (60kg) + palivo (100kg)	840	2339.0	27.9
12	2 x Pilot (100kg) + 2 x cestující (60kg) + palivo (100kg)	920	2324.5	26.8
13	2 x Pilot (60kg) + 2 x cestující (100kg) + palivo (100kg)	920	2361.9	29.7
14	Pilot (100kg) + palivo (25kg)	625	2323.9	26.7
15	Pilot (60kg) + palivo (25kg)	585	2334.3	27.5
16	2 x Pilot (100kg) + palivo (25kg)	725	2302.9	25.1
17	2 x Pilot (60kg) + palivo (25kg)	645	2319.2	26.3
18	2 x Pilot (100kg) + cestující (100kg) + palivo (25kg)	825	2339.2	27.9
19	2 x Pilot (60kg) + cestující (60kg) + palivo (25kg)	705	2343.2	28.2
20	2 x Pilot (100kg) + cestující (60kg) + palivo (25kg)	785	2325.8	26.9
21	2 x Pilot (60kg) + cestující (100kg) + palivo (25kg)	745	2357.1	29.3
22	2 x Pilot (100kg) + 2 x cestující (100kg) + palivo (25kg) + bagáž (50kg)	975	2415.4	33.8
23	2 x Pilot (60kg) + 2 x cestující (60kg) + palivo (25kg)	765	2363.5	29.8
24	2 x Pilot (100kg) + 2 x cestující (60kg) + palivo (25kg)	845	2345.4	28.4
25	2 x Pilot (60kg) + 2 x cestující (100kg) + palivo (25kg)	845	2386.1	31.5
26	2 x Pilot (100kg) + 2 x cestující (100kg) + palivo (100kg)	1000	2346.7	28.5



## 4.4 Centrážní diagram



Rozsah hmotností je:

$$m = (585 \div 1050) \text{ kg}$$

Rozsah centrází je:

$$x_C = (23,5 \div 33,8) \%c_{SAT}$$

Centráž prázdného letounu:

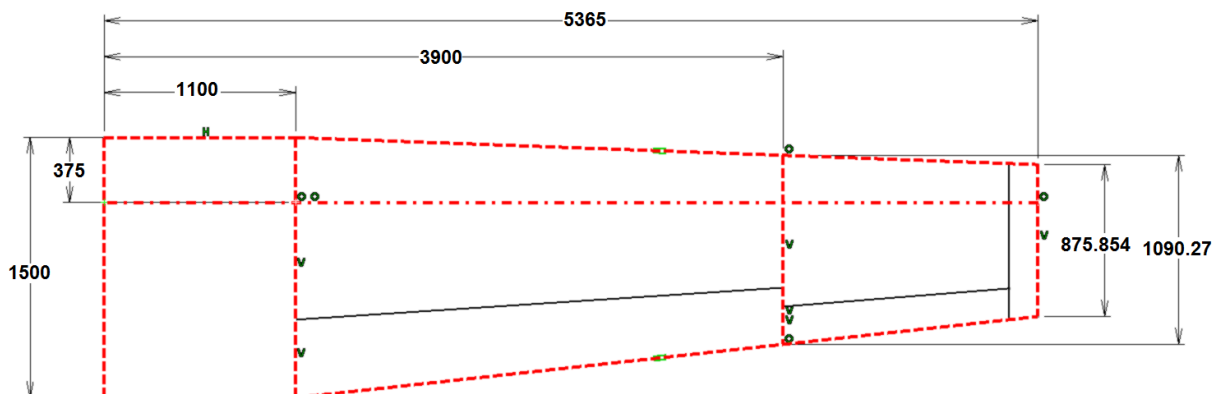
$$x_{C,prazdná} = \frac{x_T - x_{SAT}}{c_{SAT}} \cdot 100\% = \frac{2366 - 1980,7}{1285,21} \cdot 100\% = 29,9 \%c_{SAT}$$



## 5 AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY

### 5.1 Křídlo

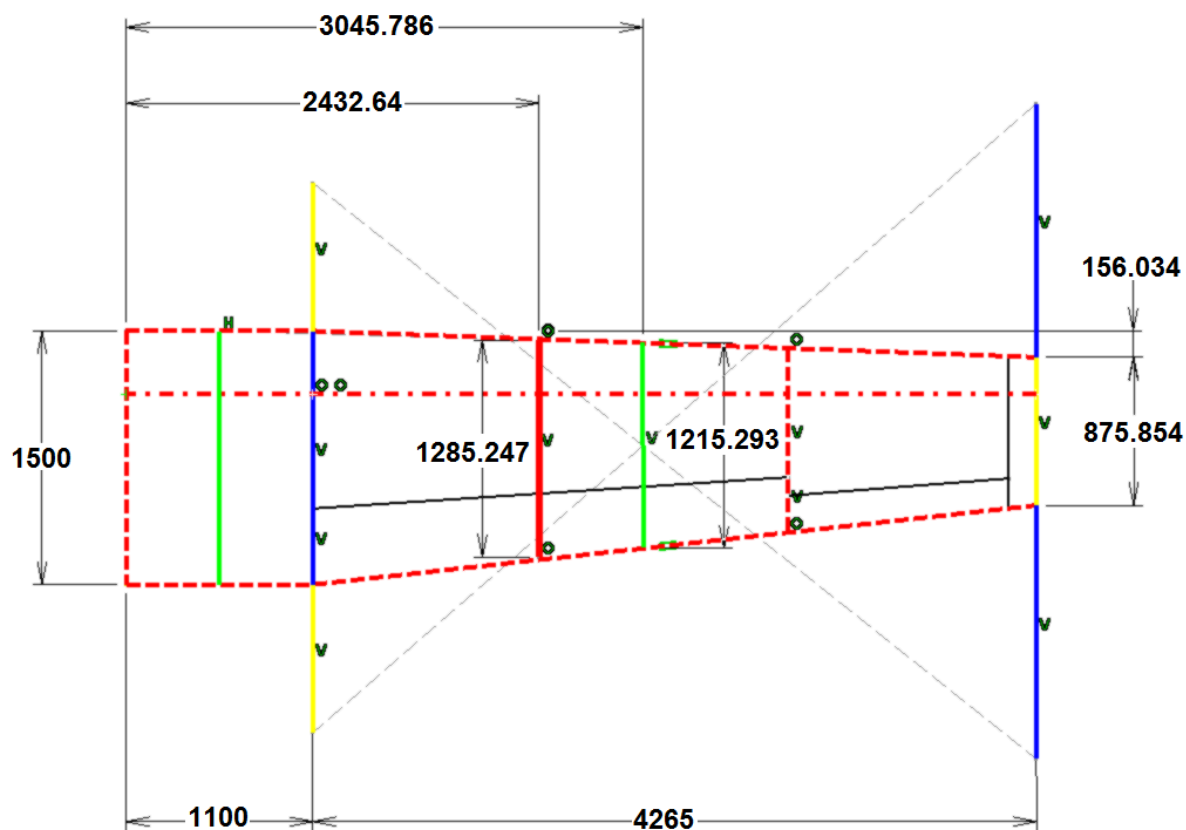
#### 5.1.1 Půdorys křídla



Obr. 14 Aerodynamický půdorys křídla

#### 5.1.2 Střední aerodynamická tětíva

Výpočet a grafické určení střední aerodynamické tětivy křídla.



Obr. 15 Grafické určení střední aerodynamické tětivy



$$C_{SAT1} = 1500mm$$

$$C_{SAT2} = \frac{2}{3} \cdot \frac{C_0^2 + C_0 \cdot C_K + C_K^2}{C_0 + C_K} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1500^2 + 1500 \cdot 875,854 + 875,854^2}{1500 + 875,854} = 1215,26mm$$

$$S_1 = 1,5 \cdot 1,1 = 1,65m^2$$

$$S_2 = \frac{1,5 + 0,875854}{2} \cdot 4,265 = 5,066509m^2$$

$$C_{SAT} = \frac{S_1 \cdot C_{SAT1} + S_2 \cdot C_{SAT2}}{S_1 + S_2} = \frac{1,65 \cdot 1500 + 5,066509 \cdot 1215,26}{1,65 + 5,066509} = \mathbf{1285,21mm}$$

$$x_{SAT1} = 0 \quad x_{SAT2} = \frac{x_{NH2}}{3} \cdot \frac{C_0 + 2 \cdot C_K}{C_0 + C_K} = \frac{156,034}{3} \cdot \frac{1500 + 2 \cdot 875,854}{1500 + 875,854} = 71,19mm$$

$$x_{SAT} = \frac{S_1 \cdot x_{SAT1} + S_2 \cdot x_{SAT2}}{S_1 + S_2} = \frac{1,65 \cdot 0 + 5,066509 \cdot 71,19}{1,65 + 5,066509} = \mathbf{53,7mm}$$

$$y_{SAT1} = \frac{1100}{2} = 550mm$$

$$y_{SAT2} = 1100 + \frac{4265}{3} \cdot \frac{C_0 + 2 \cdot C_K}{C_0 + C_K} = 1100 + \frac{4265}{3} \cdot \frac{1500 + 2 \cdot 875,854}{1500 + 875,854} = 3045,76mm$$

$$y_{SAT} = \frac{S_1 \cdot y_{SAT1} + S_2 \cdot y_{SAT2}}{S_1 + S_2} = \frac{1,65 \cdot 550 + 5,066509 \cdot 3045,76}{1,65 + 5,066509} = \mathbf{2432,64mm}$$

### 5.1.3 Profilové charakteristiky

Pro kořenový profil LS-417MOD jsou určeny profilové charakteristiky z reportu měření v aerodynamickém tunelu. Odečtené hodnoty jsou pro Reynoldsova čísla odpovídající předpokládané pádové a maximální rychlosti.[13]

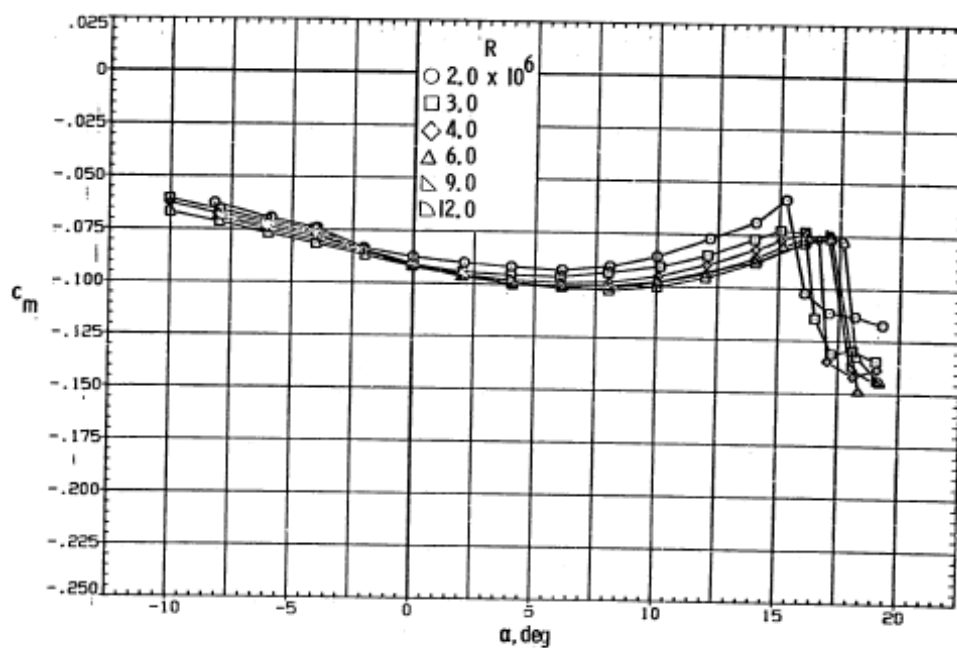
- Pádová rychlost:  $V_{S1} = 96 \frac{km}{h}$
- Maximální rychlost:  $V_H = 294 \frac{km}{h}$
- Hloubka křídla v kořeni:  $C_0 = 1500 mm$

$$Re_{min} = \frac{V_{S1} \cdot C_0 \cdot \rho}{\mu} = \frac{\frac{96}{3,6} \cdot 1,5 \cdot 1,225}{1,74 \cdot 10^{-5}} = 2816092$$

$$Re_{max} = \frac{V_H \cdot C_0 \cdot \rho}{\mu} = \frac{\frac{294}{3,6} \cdot 1,5 \cdot 1,225}{1,74 \cdot 10^{-5}} = 8624282$$

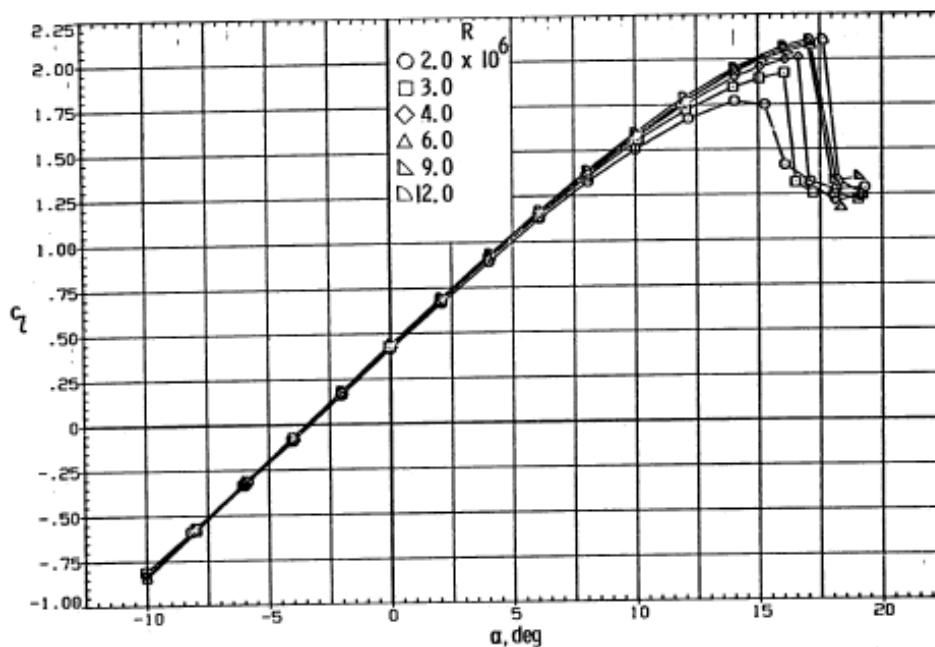


Určení součinitele klopného momentu:



Obr. 16 Momentová čára LS-417MOD [13]

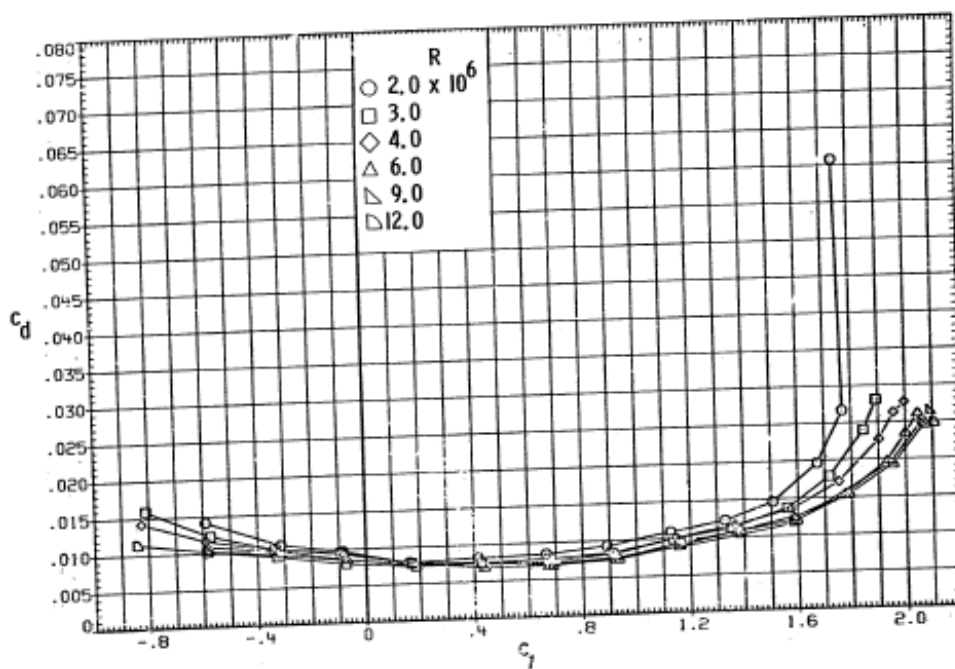
Určení součinitele vztlaku:



Obr. 17 Vztlaková čára LS-417MOD [13]



Určení součinitele odporu:



Obr. 18 Polára LS-417MOD [13]

### Získaná data LS-417MOD:

Součinitel momentu krutu:

$$c_{m0} = -0,095$$

Maximální součinitel vztlaku profilu:

$$c_{Lmax} = 1,83$$

Minimální součinitel odporu profilu  $Re_{min}$ :

$$c_{D1} = 0,008$$

Minimální součinitel odporu profilu  $Re_{max}$ :

$$c_{D2} = 0,007$$

Sklon vztlakové čáry profilu:

$$a = \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} = \frac{0,75+0,25}{3+5,5} = 6,74$$

Úhel nulového vztlaku profilu:

$$\alpha_0 = -3,4^\circ$$

Přírůstek vztlaku s klapkou o  $40^\circ$ :

$$\Delta c_L = 1,2$$

Přírůstek momentu s klapkou o  $40^\circ$ :

$$\Delta c_{m0} = -0,2$$



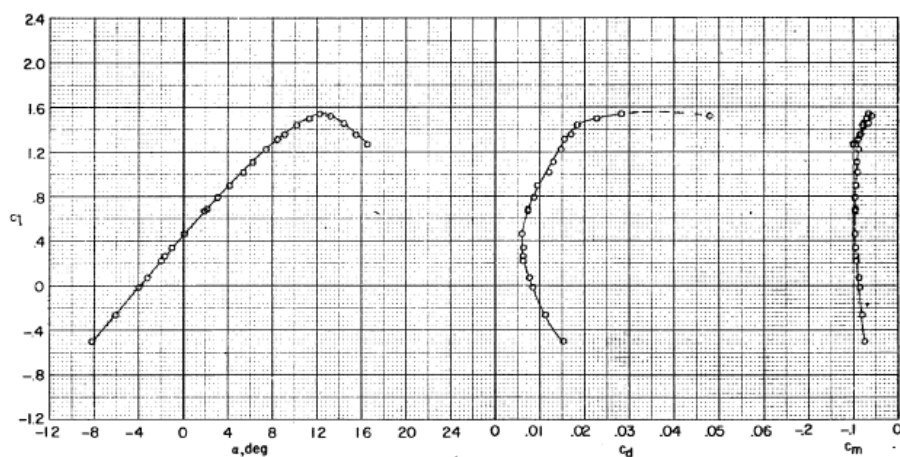
Pro koncový profil LS-413MOD jsou získána stejná data pro minimální a maximální rychlost.

- Pádová rychlost:  $V_{S1} = 96 \frac{km}{h}$
- Maximální rychlost:  $V_H = 294 \frac{km}{h}$
- Hloubka křídla v kořeni:  $C_0 = 875,854 \text{ mm}$

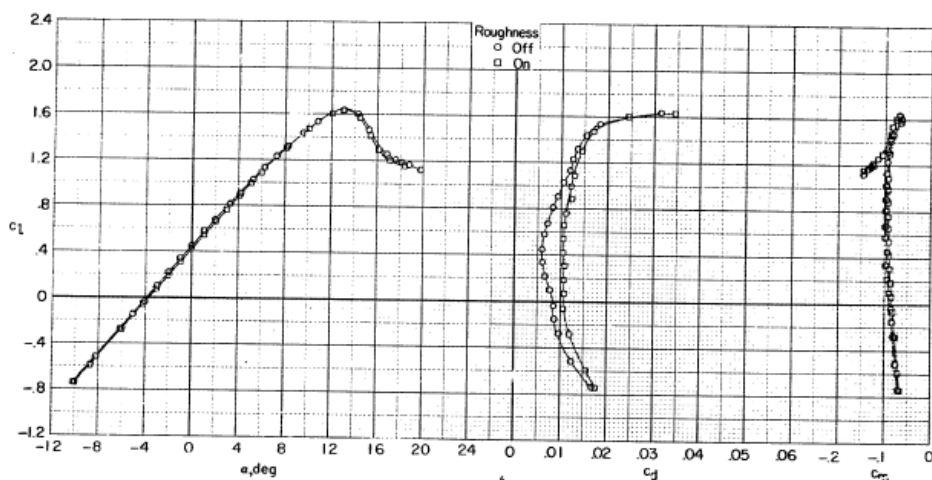
$$Re_{min} = \frac{V_{S1} \cdot C_0 \cdot \rho}{\mu} = \frac{96}{3,6} \cdot 0,875854 \cdot 1,225}{1,74 \cdot 10^{-5}} = 1644324$$

$$Re_{max} = \frac{V_H \cdot C_0 \cdot \rho}{\mu} = \frac{294}{3,6} \cdot 0,875854 \cdot 1,225}{1,74 \cdot 10^{-5}} = 5035741$$

Určení součinitele klopného momentu, součinitele vztlaku a součinitele odporu:

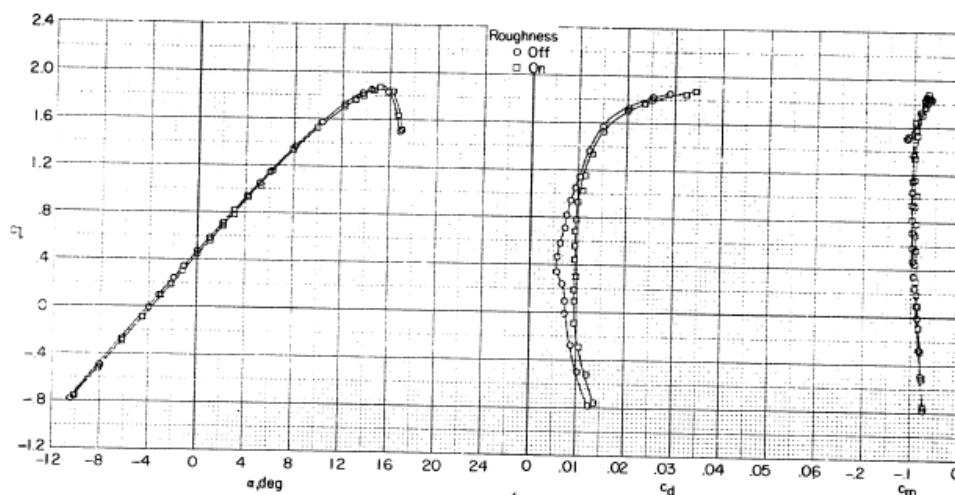
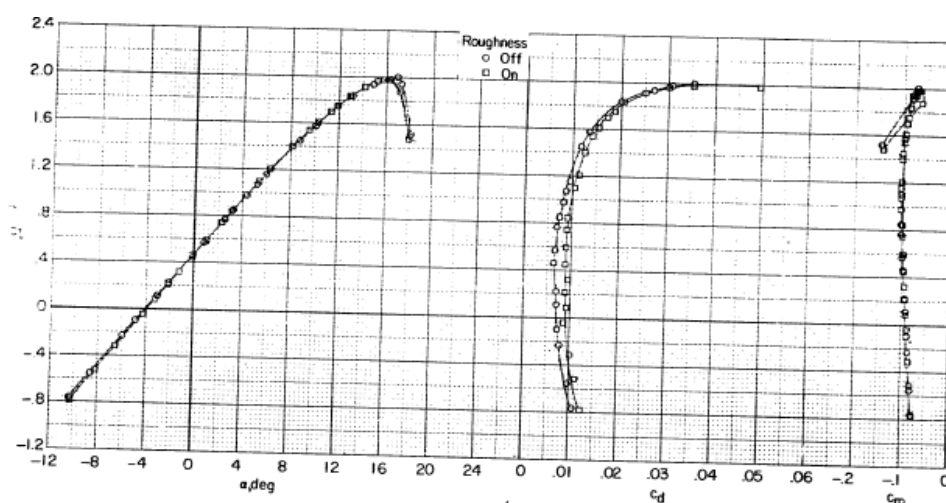


Obr. 19 Charakteristiky LS-413MOD pro  $Re=1000000$  [14]



Obr. 20 Charakteristiky LS-413MOD pro  $Re=2000000$  [14]



Obr. 21 Charakteristiky LS-413MOD pro  $Re=4000000$  [14]Obr. 22 Charakteristiky LS-413MOD pro  $Re=6000000$  [14]**Získaná data LS-413MOD:**

Součinitel momentu krutu:

$$c_{m0} = -0,095$$

Maximální součinitel vztlaku profilu:

$$c_{Lmax} = 1,6$$

Minimální součinitel odporu profilu  $Re_{min}$ :

$$c_{D1} = 0,006$$

Minimální součinitel odporu profilu  $Re_{max}$ :

$$c_{D2} = 0,0065$$

Sklon vztlakové čáry profilu:

$$a = \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} = \frac{0,9-0}{4+3,6} = 6,79$$

Úhel nulového vztlaku profilu:

$$\alpha_0 = -3,6^\circ$$

Přírůstek vztlaku s klapkou o  $40^\circ$ :

$$\Delta c_L = 1,2$$

Přírůstek momentu s klapkou o  $40^\circ$ :

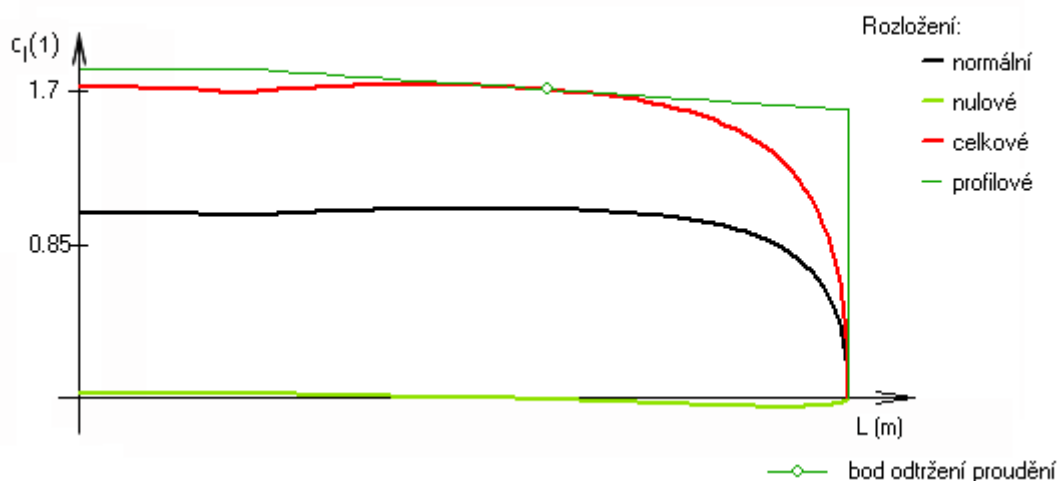
$$\Delta c_{m0} = -0,2$$



### 5.1.4 Rozložení vztlaku po rozpětí

Pomocí programu Glauert III bylo získáno rozložení vztlaku po rozpětí křídla. Aerodynamickým a geometrickým kroucením o  $-2^\circ$  je docíleno posunutí bodu odtržení proudění mimo oblast křídélka.

Výstup programu Glauert III

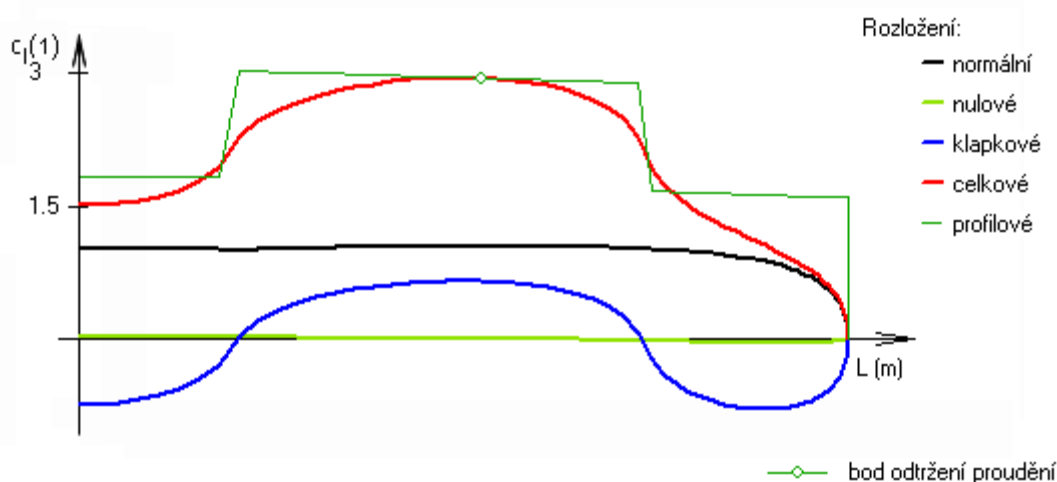


Obr. 23 Rozložení vztlaku na křídle

Pro rozložení vztlaku s vysunutou vztlakovou mechanizací musíme do programu Glauert III zadat změnu součinitele vztlaku v místě klapky.

- počátek:  $C_{kl1} = 1,83 + 1,2 = 3,03$
- konec:  $C_{kl2} = 1,697 + 1,2 = 2,897$

Výstup programu Glauert III



Obr. 24 Rozložení vztlaku na křídle s vysunutou klapkou



### Výpis výsledků z programu Glauert III:

Plocha křídla  $S = 13.433\text{m}^2$

Štíhlost křídla  $\Lambda = 8.571$

Max. součinitel vztlaku křídla je  $Cl_{křídla} = 1.6443$  (**BEZ KLAPKY**)

Max. součinitel vztlaku křídla je  $Cl_{křídla} = 2.1737$  (**KLAPKA**)

Sklon vztlakové čáry křídla  $= 5.3268\text{rad}^{-1}$

Úhel nulového vztlaku křídla (v ose křídla)  $\alpha_{0křídla} = -2.9503^\circ$  (bez vlivu klapky)

Glauertův opravný součinitel  $\delta = 0.0195$

Součinitel indukovaného odporu  $C_{xi} = 0.1024$  (pro  $Cl_{křídla} = 1.6443$ )

Součinitel indukovaného odporu  $C_{xi} = 0.1789$  (pro  $Cl_{křídla} = 2.1737$ )

### 5.1.5 Polára křídla

Polára křídla je určena lineární aproximací z polár pro maximální a minimální rychlost.

Součinitel indukovaného odporu křídla:

$$C_{xi} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot \Lambda} (1 + \delta)$$

Součinitel odporu křídla pro minimální rychlost:

$$C_{Dmin} = C_{xi} + c_{D1}$$

Součinitel odporu křídla pro maximální rychlost:

$$C_{Dmax} = C_{xi} + c_{D2}$$

Součinitel vlivu kořenového profilu:

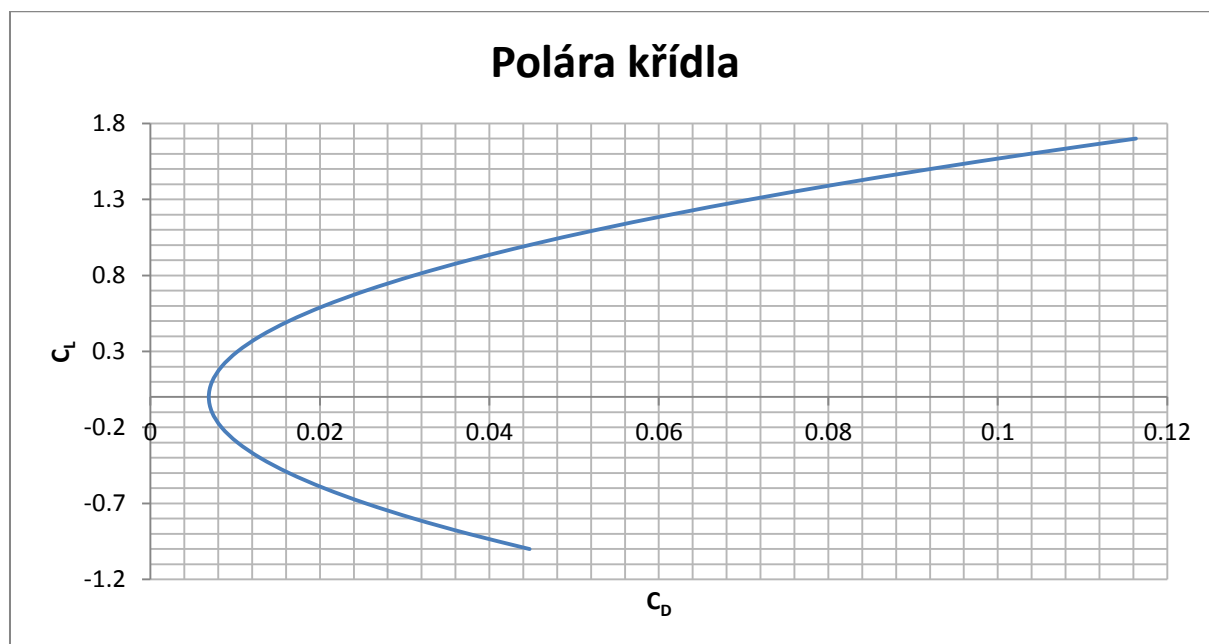
$$k_0 = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot C_0 + C_k}{C_0 + C_k}$$

Součinitel vlivu kořenového profilu:

$$k_k = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot C_k + C_0}{C_0 + C_k}$$

Polára křídla:

$$C_D = C_{Dmin} \cdot k_0 + C_{Dmax} \cdot k_k$$



Obr. 25 Polára křídla



Vypočtené hodnoty v programu Excel:

<b>C<sub>L</sub></b>	<b>C<sub>xi</sub></b>	<b>C<sub>d1</sub></b>	<b>C<sub>d2</sub></b>	<b>C<sub>dmin</sub></b>	<b>C<sub>dmax</sub></b>	<b>k<sub>0</sub></b>	<b>k<sub>k</sub></b>	<b>C<sub>D</sub></b>
<b>-1</b>	0.037862	0.007	0.00675	0.044862	0.044612	0.543784	0.456216	<b>0.044748</b>
<b>-0.9</b>	0.030668	0.007	0.00675	0.037668	0.037418	0.543784	0.456216	<b>0.037554</b>
<b>-0.8</b>	0.024232	0.007	0.00675	0.031232	0.030982	0.543784	0.456216	<b>0.031118</b>
<b>-0.7</b>	0.018552	0.007	0.00675	0.025552	0.025302	0.543784	0.456216	<b>0.025438</b>
<b>-0.6</b>	0.01363	0.007	0.00675	0.02063	0.02038	0.543784	0.456216	<b>0.020516</b>
<b>-0.5</b>	0.009466	0.007	0.00675	0.016466	0.016216	0.543784	0.456216	<b>0.016351</b>
<b>-0.4</b>	0.006058	0.007	0.00675	0.013058	0.012808	0.543784	0.456216	<b>0.012944</b>
<b>-0.3</b>	0.003408	0.007	0.00675	0.010408	0.010158	0.543784	0.456216	<b>0.010294</b>
<b>-0.2</b>	0.001514	0.007	0.00675	0.008514	0.008264	0.543784	0.456216	<b>0.0084</b>
<b>-0.1</b>	0.000379	0.007	0.00675	0.007379	0.007129	0.543784	0.456216	<b>0.007265</b>
<b>0</b>	0	0.007	0.00675	0.007	0.00675	0.543784	0.456216	<b>0.006886</b>
<b>0.1</b>	0.000379	0.007	0.00675	0.007379	0.007129	0.543784	0.456216	<b>0.007265</b>
<b>0.2</b>	0.001514	0.007	0.00675	0.008514	0.008264	0.543784	0.456216	<b>0.0084</b>
<b>0.3</b>	0.003408	0.007	0.00675	0.010408	0.010158	0.543784	0.456216	<b>0.010294</b>
<b>0.4</b>	0.006058	0.007	0.00675	0.013058	0.012808	0.543784	0.456216	<b>0.012944</b>
<b>0.5</b>	0.009466	0.007	0.00675	0.016466	0.016216	0.543784	0.456216	<b>0.016351</b>
<b>0.6</b>	0.01363	0.007	0.00675	0.02063	0.02038	0.543784	0.456216	<b>0.020516</b>
<b>0.7</b>	0.018552	0.007	0.00675	0.025552	0.025302	0.543784	0.456216	<b>0.025438</b>
<b>0.8</b>	0.024232	0.007	0.00675	0.031232	0.030982	0.543784	0.456216	<b>0.031118</b>
<b>0.9</b>	0.030668	0.007	0.00675	0.037668	0.037418	0.543784	0.456216	<b>0.037554</b>
<b>1</b>	0.037862	0.007	0.00675	0.044862	0.044612	0.543784	0.456216	<b>0.044748</b>
<b>1.1</b>	0.045813	0.007	0.00675	0.052813	0.052563	0.543784	0.456216	<b>0.052699</b>
<b>1.2</b>	0.054522	0.007	0.00675	0.061522	0.061272	0.543784	0.456216	<b>0.061408</b>
<b>1.3</b>	0.063987	0.007	0.00675	0.070987	0.070737	0.543784	0.456216	<b>0.070873</b>
<b>1.4</b>	0.07421	0.007	0.00675	0.08121	0.08096	0.543784	0.456216	<b>0.081096</b>
<b>1.5</b>	0.08519	0.007	0.00675	0.09219	0.09194	0.543784	0.456216	<b>0.092076</b>
<b>1.6</b>	0.096927	0.007	0.00675	0.103927	0.103677	0.543784	0.456216	<b>0.103813</b>
<b>1.7</b>	0.109422	0.007	0.00675	0.116422	0.116172	0.543784	0.456216	<b>0.116308</b>



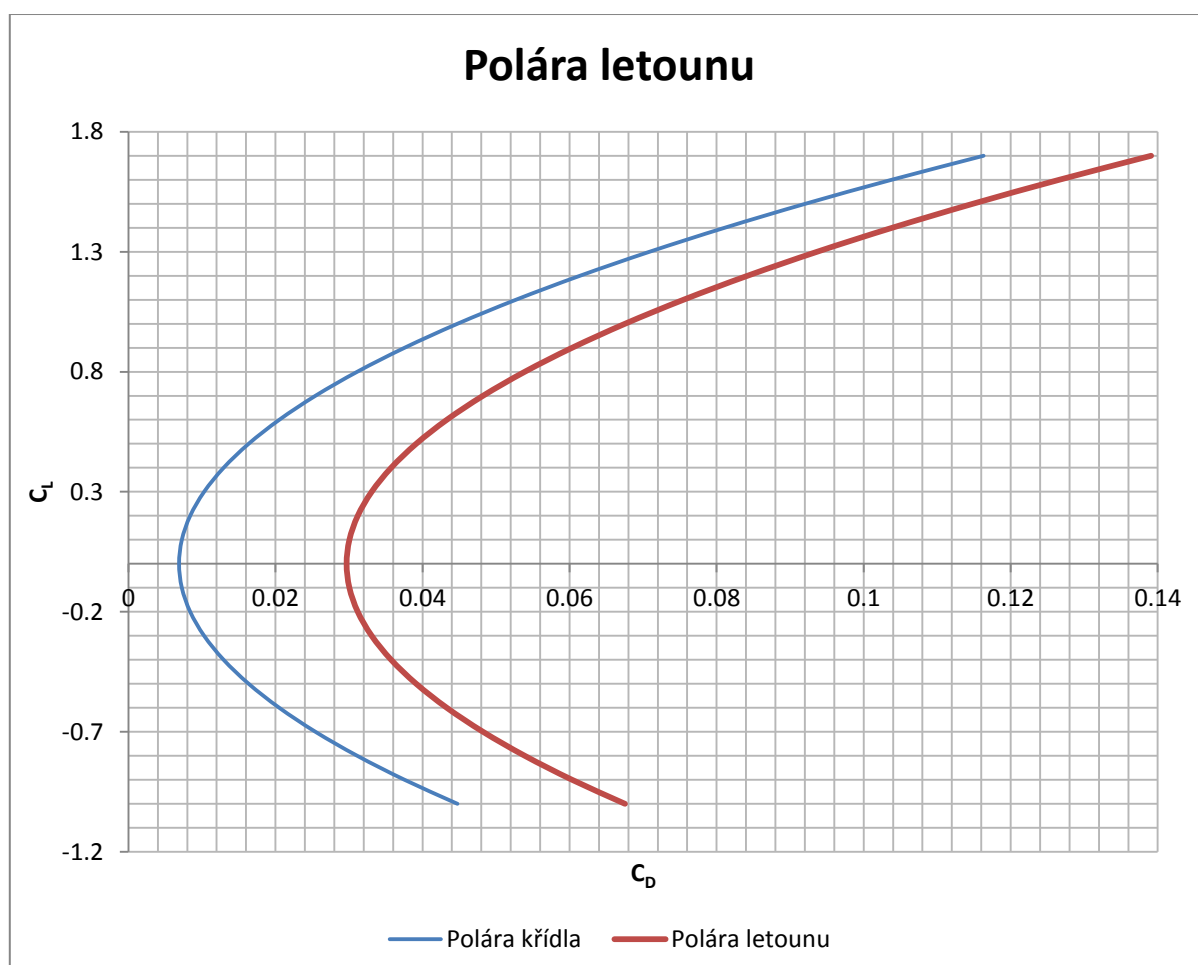
## 5.2 Letoun

### 5.2.1 Polára letounu

K poláře křídla jsou připočteny škodlivé odpory od jednotlivých částí draku vztažené k ploše křídla a zvětšeny o interferenční odpor.

Tab 7 Tabulka škodlivých odporů letounu

Část letounu	Čelní plocha $S_x$ [m <sup>2</sup> ]	Počet	$C_{xx}$	$\frac{S_x}{S} \cdot C_{xx}$
TRUP	1,564	1	0,16	0,01863
VOP	0,266	1	0,01	0,00116
SOP	0,067	1	0,008	0,00093
Součet				0,02072
Interferenční odpor 10%				0,00207
Celkový součinitel škodlivého odporu				0,02279



Obr. 26 Polára letounu



## 6 OBÁLKA ZATÍŽENÍ

Obálka zatížení je dimenzována na maximální provozní násobek  $n=3,8$ . V případě snížené hmotnosti na  $n=4,4$ . [15]

### 6.1 Obratová obálka

**Návrhová cestovní rychlost:**

$$K = \frac{W}{S} = \frac{1050 \cdot 2,2046}{13,54 \cdot 3,2808^2} = 15,88$$

$$V_{c,min} = 33 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 131,5 \text{ kt} = 243,54 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

$$V_{c,max} \leq 0,9 \cdot V_{NE} = 0,9 \cdot 300 = 270 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

- volím návrhovou cestovní rychlost  $V_C = 245 \text{ km/h}$

**Návrhová rychlost letu střemhlav:**

$$V_{D,min} \geq 1,25 \cdot V_C = 1,25 \cdot 245 = 306,3 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

$$V_{D,min} \geq 1,4 \cdot V_{c,min} = 1,4 \cdot 243,54 = 340,9 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

- volím návrhovou rychlost střemhlavého letu  $V_D = 345 \text{ km/h}$

**Násobek zatížení:**

$$n_+ \geq 2,1 + \frac{24000}{W + 10000} = 2,1 + \frac{24000}{1050 \cdot 2,2046 + 10000} = 4,05$$

- dle předpisu nemusí být násobek větší než  $n_+=3,8$

$$n_- \geq -0,4 \cdot n_+ = -0,4 \cdot 3,8 = -1,52$$

**Pádová rychlost bez vztlakové mechanizace:**

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_{Lmax} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 1,6443 \cdot 13,54}} = 27,48 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 99 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$



### Návrhová obratová rychlost:

$$V_A \geq V_{S1} \cdot \sqrt{n_+} = 99 \cdot \sqrt{3,8} = 192,9 \frac{km}{h}$$

$$V_A \leq V_C = 245 \frac{km}{h}$$

- volím návrhovou obratovou rychlost  $V_A = 210 km/h$

### Návrhová obratová rychlost při letu na zádech:

$$V_G \geq \frac{V_A}{\sqrt{n_-}} = \frac{210}{\sqrt{1,52}} = 170 \frac{km}{h}$$

## 6.2 Poryvová obálka

### Násobky při poryvech:

$$a = 5,724 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{SGT} = \frac{S}{2 \cdot h_{ef}} = \frac{13,54}{2 \cdot 5,365} = 1,262m$$

$$\mu_g = \frac{2 \cdot \frac{m \cdot g}{S}}{\rho \cdot C_{SGT} \cdot a \cdot g} = \frac{2 \cdot \frac{1050 \cdot 9,80665}{13,54}}{1,225 \cdot 1,262 \cdot 5,724 \cdot 9,80665} = 17,53$$

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 17,53}{5,3 + 17,53} = 0,6757$$

$$U_{devc} = 15,24 \frac{m}{s} \quad U_{devd} = 7,62 \frac{m}{s}$$

$$n_{Vc+} = 1 + \frac{K_g \cdot \rho \cdot U_{devc} \cdot V_C \cdot a}{2 \cdot \frac{m \cdot g}{S}} = 1 + \frac{0,6757 \cdot 1,225 \cdot 15,24 \cdot \frac{245}{3,6} \cdot 5,724}{2 \cdot \frac{1050 \cdot 9,80665}{13,54}} = 4,23$$

$$n_{Vc-} = 1 - \frac{K_g \cdot \rho \cdot U_{devc} \cdot V_C \cdot a}{2 \cdot \frac{m \cdot g}{S}} = 1 - \frac{0,6757 \cdot 1,225 \cdot 15,24 \cdot \frac{245}{3,6} \cdot 5,724}{2 \cdot \frac{1050 \cdot 9,80665}{13,54}} = -2,23$$

$$n_{Vd+} = 1 + \frac{K_g \cdot \rho \cdot U_{devd} \cdot V_d \cdot a}{2 \cdot \frac{m \cdot g}{S}} = 1 + \frac{0,6757 \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot \frac{345}{3,6} \cdot 5,724}{2 \cdot \frac{1050 \cdot 9,80665}{13,54}} = 3,27$$

$$n_{Vd-} = 1 - \frac{K_g \cdot \rho \cdot U_{devd} \cdot V_d \cdot a}{2 \cdot \frac{m \cdot g}{S}} = 1 - \frac{0,6757 \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot \frac{345}{3,6} \cdot 5,724}{2 \cdot \frac{1050 \cdot 9,80665}{13,54}} = -1,27$$



## 6.3 Klapková obálka

Rychlost letu s vychýlenými klapkami:

$$V_{S0} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_{Lmax} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 2,1737 \cdot 13,54}} = 23,89 \frac{m}{s} = 86 \frac{km}{h}$$

$$V_F > 1,4 \cdot V_{S1} = 1,4 \cdot 99 = 138,6 \frac{km}{h}$$

$$V_F > 1,8 \cdot V_{S0} = 1,8 \cdot 86 = 154,8 \frac{km}{h}$$

- volím rychlost letu s klapkami  $V_F = 155 \text{ km/h}$

Návrhová obratová rychlost s vychýlenými klapkami:

$$n_{kl} = 2$$

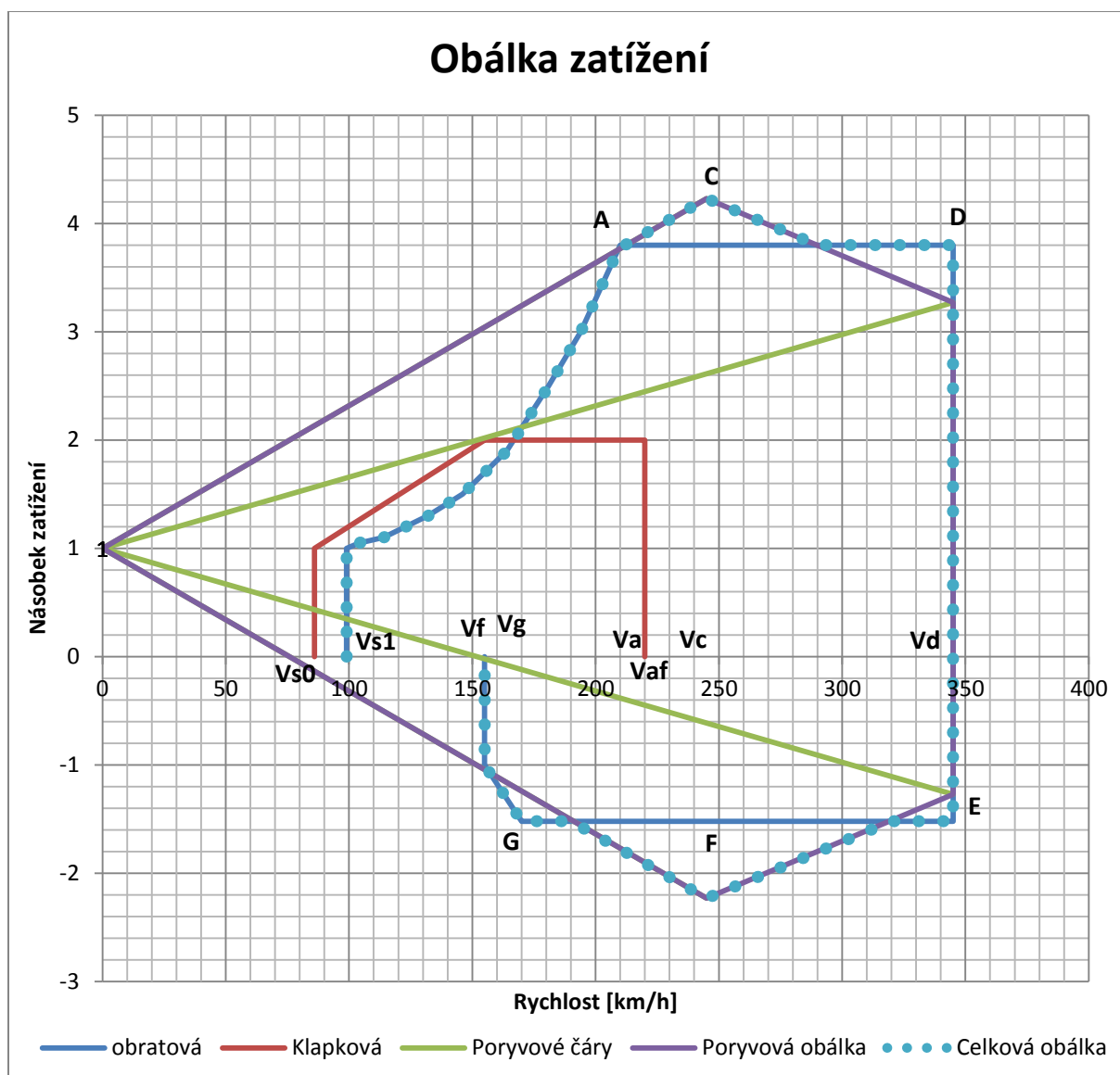
$$V_{AF} = V_F \cdot \sqrt{n_{kl}} = 155 \cdot \sqrt{2} = 220 \frac{km}{h}$$

## 6.4 Celková obálka zatížení

Vypočítané rychlosti a násobky zatížení jsou uvedeny v následující tabulce.

Obratová obálka	Rychlost [km/h]	Násobek zatížení
Cestovní rychlost	245	3,8/-1,52
Rychlost letu střemhlav	345	3,8/-1,52
Pádová rychlost	99	3,8/-1,52
Obratová rychlost	210	3,8/-1,52
Obratová rychlost na zádech	170	3,8/-1,52
Klapková obálka	Rychlost [km/h]	Násobek zatížení
Pádová rychlost s klapkami	86	2
Obratová rychlost s klapkami	220	2
Rychlost letu s klapkami	155	2
Poryvová obálka	Násobek zatížení	
Cestovní rychlost	4,23/-2,23	
Let střemhlav	3,27/-1,27	





Obr. 27 Obálka zatížení



## 7 STATICKÁ A DYNAMICKÁ ZÁSOBA LETOUNU

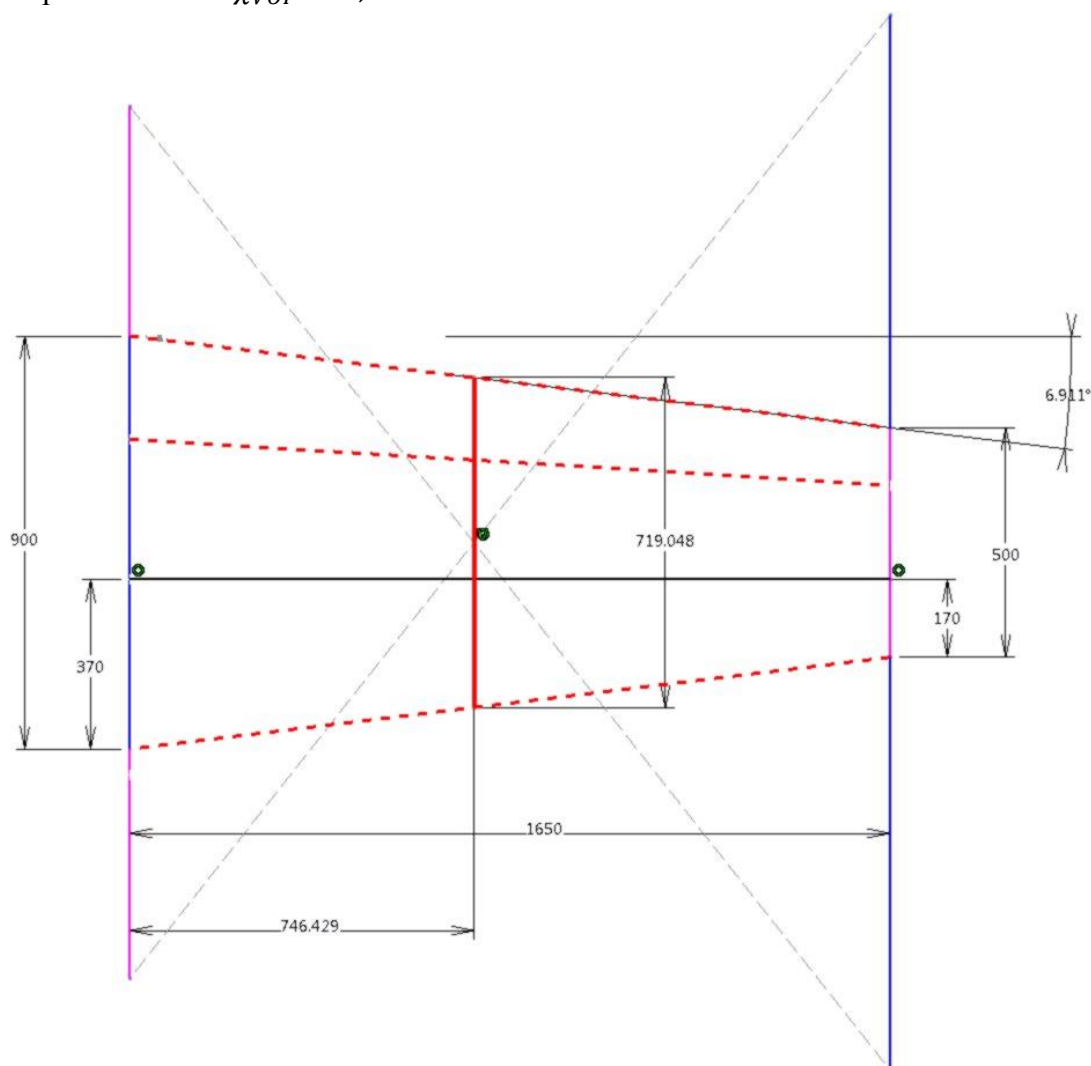
### 7.1 Sklon vztlakové čáry letounu

Sklon vztlakové čáry letounu určíme z následujícího vztahu:[16]

$$a = a_{K\check{R}} + a_{VOP} \cdot K_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

kde  $a_{K\check{R}}$  je sklon vztlakové čáry křídla,  $a_{VOP}$  je sklon vztlakové čáry VOP,  $K_{VOP}$  je součinitel snížení dynamického tlaku,  $S_{VOP}$  je plocha VOP,  $S$  je plocha křídla a  $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  je derivace srázového úhlu.

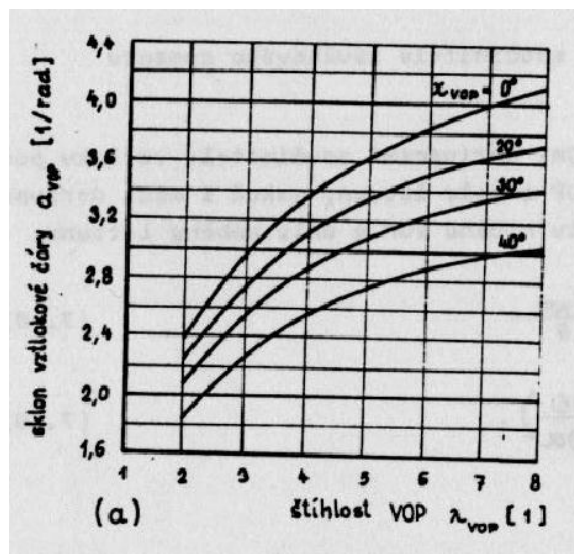
Plocha VOP:  $S_{VOP}=2,3\text{m}^2$   
 Rozpětí VOP:  $L_{VOP}=3,3\text{m}$   
 Štíhlost VOP:  $\lambda = \frac{L_{vop}^2}{S_{vop}} = \frac{3,3^2}{2,3} = 4,73$   
 Úhel šípu VOP:  $\chi_{VOP} = 6,911^\circ$



Obr. 28 Základní rozměry VOP



Podle závislosti štíhlosti VOP a úhlu šípu VOP určíme sklon vztlakové čáry VOP.



Sklon vztlakové čáry VOP:

$$a_{VOP} = 3,4 \frac{1}{rad}$$

Součinitel snížení dynamického tlaku:

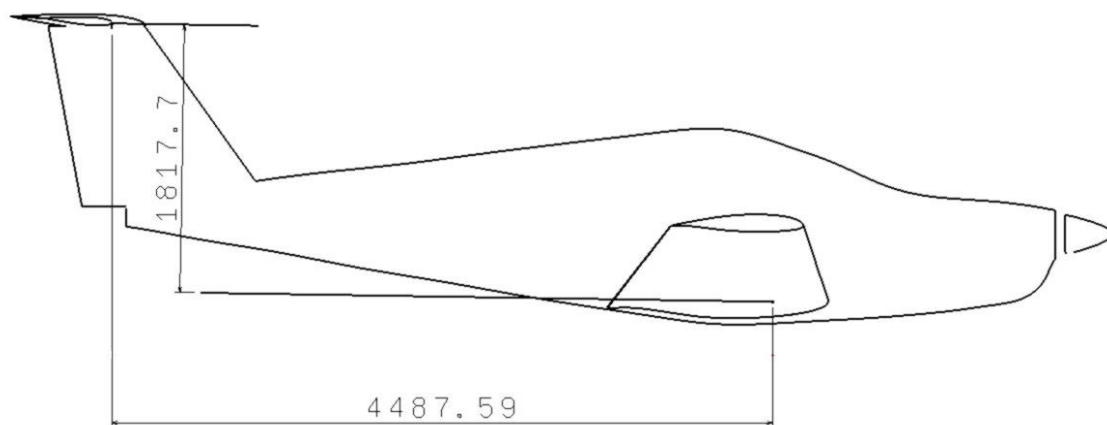
$$K_{VOP} = 1 \text{ (platí pro VOP typu T)}$$

Zúžení křídla:

$$\eta = \frac{c_0}{c_K} = \frac{1500}{900} = 1,67$$

Derivace srázového úhlu:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{1,75 \cdot a_{KR}}{\pi \cdot \lambda_{KR} \cdot (1 + |H_{VOP}|)^4 \cdot \sqrt{\frac{L_{VOP}}{\eta}}}$$



Obr. 29 Určení  $L_{vop0,25}$  a  $H_{vop}$  z mušky letounu

Rozpětí křídla:  $L = 10,73 \text{ m}$

$$\overline{H_{VOP}} = \frac{2 \cdot H_{VOP}}{L} = \frac{2 \cdot 1817,7}{10730} = 0,339$$

$$\overline{L_{VOP}} = \frac{2 \cdot L_{VOP0,25}}{L} = \frac{2 \cdot 4487,59}{10730} = 0,836$$



Derivace srázového úhlu:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{1,75 \cdot a_{K\ddot{R}}}{\pi \cdot \lambda_{K\ddot{R}} \cdot (1 + |\overline{H}_{VOP}|) \cdot \sqrt[4]{\frac{L_{VOP}}{\eta}}} = \frac{1,75 \cdot 5,3268}{\pi \cdot 8,571 \cdot (1 + 0,339) \cdot \sqrt[4]{\frac{0,836}{1,67}}} = 0,307$$

Určení sklonu vztlakové čáry letounu:

$$\alpha = a_{K\ddot{R}} + a_{VOP} \cdot K_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = 5,3268 + 3,4 \cdot 1 \cdot \frac{2,3}{13,433} \cdot (1 - 0,307) = 5,73 \frac{1}{rad}$$

## 7.2 Statická zásoba s pevným řízením

Statická zásoba letounu s pevným řízením  $\sigma_A$  je rozdíl bezrozměrné polohy aerodynamického středu letounu a bezrozměrné polohy těžiště letounu.[16]

$$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T$$

### 7.2.1 Aerodynamický střed kombinace křídlo-trup

Aerodynamický střed kombinace křídlo-trup je určen z polohy aerodynamického středu křídla, ke kterému jsou připočteny příspěvky od ostatních částí letounu.

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta\bar{x}_{TR}$$

Odhad příspěvku od trupu je určen vztahem:

$$\Delta\bar{x}_{TR} = -K_{ATR} \cdot \frac{b_{TR} \cdot c_0^2}{S \cdot c_{SAT}} \cdot K_K$$

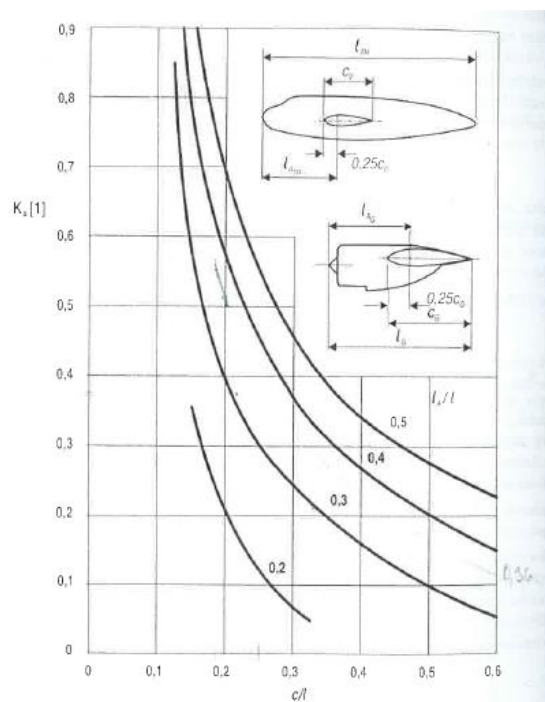
kde  $K_{ATR}$  je určen podle následujícího grafu,  $b_{TR}$  je maximální šířka trupu,  $c_0$  je hloubka kořenového profilu,  $S$  je plocha křídla,  $c_{SAT}$  je střední aerodynamická tětiva a  $K_K$  je součinitel uspořádání křídla vůči trupu. Pro dolnoplošníky je  $K_K = 1,05$ .

Pro určení  $K_{ATR}$  potřebujeme:

$$\frac{c_0}{l_{TR}} = \frac{1500}{7470} = 0,2$$

$$\frac{l_{ATR}}{l_{TR}} = \frac{2301,8}{7470} = 0,308$$

$$K_{ATR} = 0,4$$



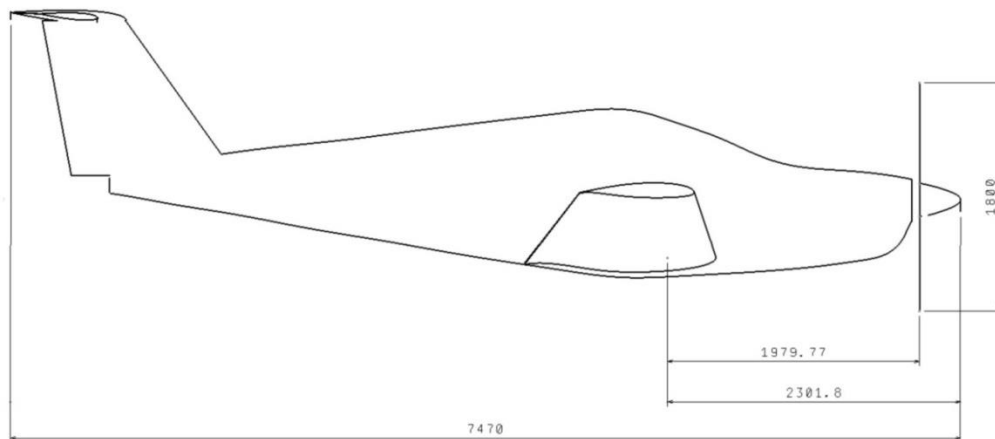
Obr. 2-26 Faktor vlivu trupu, resp. motorové gondoly na polohu aerodynamického středu letounu, [31].



Příspěvek trupu je:

$$\Delta \bar{x}_{TR} = -K_{ATR} \cdot \frac{b_{TR} \cdot c_0^2}{S \cdot c_{SAT}} \cdot K_K = -0,4 \cdot \frac{1,3 \cdot 1,5^2}{13,54 \cdot 1,2852} \cdot 1,05 = -0,0706$$

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta \bar{x}_{TR} = 0,25 - 0,0706 = 0,1794$$



Obr. 30 Délky potřebné pro výpočet příspěvku trupu

## 7.2.2 Posunutí aerodynamického středu od VOP

Příspěvek k poloze aerodynamického středu od VOP vypočítáme podle rovnice:[16]

$$\Delta \bar{x}_{VOP} = \frac{a_{VOP}}{a} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}\right)$$

Mohutnost VOP:

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot L_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} = \frac{2,3 \cdot 4,57833}{13,433 \cdot 1,28521} = 0,61$$

Vzdálenost aerodynamického středu kombinace křídlo-trup k VOP:

$$L_{VOP} = L_{VOP0,25} + c_{SAT} \cdot (\bar{x}_{AK} - \bar{x}_{AKT}) = 4487,59 + 1285,21 \cdot (0,25 - 0,1794) = 4578,33mm$$

Příspěvek k posunu aerodynamického středu letounu od VOP:

$$\Delta \bar{x}_{VOP} = \frac{a_{VOP}}{a} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}\right) = \frac{3,4}{5,73} \cdot 1 \cdot 0,61 \cdot (1 - 0,307) = 0,2508$$



## 7.2.3 Posunutí aerodynamického středu od propulse

Počet listů vrtule  $i_L = 3$

Průměr vrtule  $D_{vrt} = 1800mm$

Vzdálenost od AS křídla  $L_{vrt} = 1979,77mm$

$$\Delta \bar{x}_{PROP} = -0,05 \cdot \frac{i_L \cdot D_{vrt}^2 \cdot L_{vrt}}{S \cdot c_{SAT} \cdot a_{KŘ}} = -0,05 \cdot \frac{3 \cdot 1,8^2 \cdot 1,97977}{13,433 \cdot 1,28521 \cdot 5,3268} = -0,0105$$

## 7.2.4 Statická zásoba stability letounu s pevným řízením

Aerodynamický střed letounu:

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta \bar{x}_{VOP} + \Delta \bar{x}_{PROP} = 0,1794 + 0,2508 - 0,0105 = 0,4197$$

Výsledná statická zásoba stability letounu s pevným řízením pro přední mezní centráž:

$$\sigma_{AP} = \bar{x}_A - \bar{x}_{TP} = 0,4197 - 0,235 = 0,1847$$

Pro zadní mezní centráž je statická zásoba stability:

$$\sigma_{AZ} = \bar{x}_A - \bar{x}_{TZ} = 0,4197 - 0,338 = 0,0819$$

## 7.3 Statická zásoba s volným řízením

Pro výpočet statické zásoby s volným řízením použijeme vzorec:

$$\dot{\sigma}_A = \dot{\bar{x}}_A - \bar{x}_T$$

### 7.3.1 Aerodynamický střed letounu s volným řízením

Stanovíme na základě aerodynamického středu letounu s pevným řízením podle vztahu:

$$\dot{\bar{x}}_A = \bar{x}_A + \left(1 - \frac{a}{\dot{a}}\right) \cdot \frac{l_{VOP}^*}{c_A}$$

Neznáme sklon vztlakové čáry letounu s volným řízením. Stanovíme ho podle vztahu:

$$C_{L\alpha} \equiv a$$

$$\dot{C}_{L\alpha} \equiv \dot{a}$$

$$\dot{C}_{L\alpha} = C_{L\alpha} - C_{L\delta} \cdot \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}}$$



Na základě parametrů výškového kormidla stanovíme derivace:

$$C_{H\alpha VOP} = -0,12 \cdot a_{VOP} \cdot \frac{S_{KOR}}{S_{VOP}} \cdot \left(1 - 3,6 \cdot \frac{S_{V0}}{S_{KOR}}\right) = -0,12 \cdot 3,4 \cdot \frac{0,891}{2,3} \cdot \left(1 - 3,6 \cdot \frac{0,12}{0,891}\right) \\ = -0,081 \frac{1}{rad}$$

$$C_{H\alpha} = C_{H\alpha VOP} \cdot \left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}\right) = -0,081 \cdot (1 - 0,307) = -0,056 \frac{1}{rad}$$

$$C_{H\delta} = -0,14 \cdot a_{VOP} \cdot \left[1 - 6,5 \cdot \left(\frac{S_{V0}}{S_{KOR}}\right)^{\frac{3}{2}}\right] = -0,14 \cdot 3,4 \cdot \left[1 - 6,5 \cdot \left(\frac{0,12}{0,891}\right)^{\frac{3}{2}}\right] = -0,323 \frac{1}{rad}$$

- Plocha VOP:  $S_{VOP} = 2,3 \text{ m}^2$
- Plocha výškového kormidla:  $S_{KOR} = 0,891 \text{ m}^2$
- Plocha výškového kormidla před osou otáčení:  $S_{V0} = 0,12 \text{ m}^2$

Podle učebnice Mechanika letu 2 ze stran 224-225 určíme:

$$\frac{c_k}{c} = \frac{320}{900} = 0,39 \text{ pro úhel odtokové hrany } 10^\circ \text{ odečteme } \frac{d\alpha}{d\delta} = 0,67$$

$$\frac{c_{k0}}{c_k} = \frac{50}{320} = 0,16 \text{ pro eliptický tvar nosu kormidla odečteme } \eta_1 = 0,87$$

Korekční faktor účinnosti kormidla je  $\eta_2 = 0,89$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = \frac{\frac{d\alpha}{d\delta}}{\eta_1 \cdot \eta_2} = \frac{0,67}{0,87 \cdot 0,89} = 0,865$$

$$C_{L,VOP\delta} = a_{VOP} \cdot \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}\right) = 3,4 \cdot 0,865 = 2,941$$

$$C_{L\delta} = C_{L,VOP\delta} \cdot K_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} = 2,941 \cdot 1 \cdot \frac{2,3}{13,433} = 0,504$$

Následně můžeme vypočítat sklon vztlakové čáry letounu s volným řízením:

$$\dot{\alpha} = a - C_{L\delta} \cdot \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} = 5,73 - 0,504 \cdot \frac{-0,056}{-0,323} = 5,643 \frac{1}{rad}$$

Aerodynamický střed s volným řízením je pak:

$$\bar{x}_A = \bar{x}_A + \left(1 - \frac{a}{\dot{\alpha}}\right) \cdot \frac{L_{VOP}^*}{c_{SAT}} = 0,4197 + \left(1 - \frac{5,73}{5,643}\right) \cdot \frac{4269,49}{1285,21} = 0,3685$$

kde  $L_{VOP}^*$  je rameno VOP k aerodynamickému středu celého letounu a spočítá se následovně:

$$L_{VOP}^* = L_{VOP0,25} + (0,25 - \bar{x}_A) \cdot c_{SAT} = 4487,59 + (0,25 - 0,4197) \cdot 1285,21 = 4269,49 \text{ mm}$$



### 7.3.2 Statická zásoba stability letounu s volným řízením

Výsledná statická zásoba stability letounu s volným řízením pro přední mezní centráž:

$$\sigma_{AP} = \bar{x}_A - \bar{x}_{TP} = 0,3685 - 0,235 = 0,1335$$

Pro zadní mezní centráž je statická zásoba stability:

$$\sigma_{AZ} = \bar{x}_A - \bar{x}_{TZ} = 0,3685 - 0,338 = 0,0305$$

## 7.4 Dynamická zásoba s pevným řízením

Dynamická zásoba stability s pevným řízením je definována jako rozdíl polohy dynamického bodu s pevným řízením a aktuální polohou těžiště letounu.[16]

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T$$

### 7.4.1 Poloha dynamického bodu letounu s pevným řízením

Polohu dynamického bodu získáme ze vztahu:

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{C_{mq}}{2 \cdot \mu - C_{Lq}}$$

kde  $\mu$  je bezrozměrná hmotnost,  $C_{mq}$  je derivace momentu tlumení klopení celého letounu a  $C_{Lq}$  je příspěvek VOP k derivaci tlumení vztlakové síly letounu. Tyto parametry stanovíme ze vztahů:

$$\mu_P = \frac{2 \cdot m_P}{\rho \cdot S \cdot c_{SAT}} = \frac{2 \cdot 800}{1,225 \cdot 13,433 \cdot 1,28521} = 75,65$$

$$\mu_Z = \frac{2 \cdot m_Z}{\rho \cdot S \cdot c_{SAT}} = \frac{2 \cdot 975}{1,225 \cdot 13,433 \cdot 1,28521} = 92,2$$

$$C_{mq.P} = -(2,2 \div 2,4) \cdot a_{VOP} \cdot K_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \frac{\tilde{L}_{VOP}}{c_{SAT}} = -2,3 \cdot 3,4 \cdot 1 \cdot 0,605 \cdot \frac{4544,14}{1285,21} = -16,728 \frac{1}{rad}$$

$$C_{mq.Z} = -(2,2 \div 2,4) \cdot a_{VOP} \cdot K_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \frac{\tilde{L}_{VOP}}{c_{SAT}} = -2,3 \cdot 3,4 \cdot 1 \cdot 0,587 \cdot \frac{4405,34}{1285,21} = -15,734 \frac{1}{rad}$$

$$C_{Lq.P} = -C_{Zq} = 2 \cdot a_{VOP} \cdot K_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} = 2 \cdot 3,4 \cdot 1 \cdot 0,605 = 4,114 \frac{1}{rad}$$

$$C_{Lq.Z} = -C_{Zq} = 2 \cdot a_{VOP} \cdot K_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} = 2 \cdot 3,4 \cdot 1 \cdot 0,587 = 3,9916 \frac{1}{rad}$$





kde  $\tilde{V}_{VOP}$  je mohutnost VOP vzhledem k těžišti letounu a  $\tilde{L}_{VOP}$  je rameno VOP k těžišti letounu.

$$\tilde{L}_{VOP.P} = L_{VOP_{0,25}} + (0,25 - \bar{x}_{TP}) \cdot c_{SAT} = 4487,59 + (0,25 - 0,206) \cdot 1285,21 = 4544,14 \text{ mm}$$

$$\tilde{L}_{VOP.Z} = L_{VOP_{0,25}} + (0,25 - \bar{x}_{TZ}) \cdot c_{SAT} = 4487,59 + (0,25 - 0,314) \cdot 1285,21 = 4405,34 \text{ mm}$$

$$\tilde{V}_{VOP.P} = \frac{S_{VOP} \cdot \tilde{L}_{VOP.P}}{S \cdot c_{SAT}} = \frac{2,3 \cdot 4544,14}{13,433 \cdot 1285,21} = 0,605$$

$$\tilde{V}_{VOP.Z} = \frac{S_{VOP} \cdot \tilde{L}_{VOP.Z}}{S \cdot c_{SAT}} = \frac{2,3 \cdot 4405,34}{13,433 \cdot 1285,21} = 0,587$$

Nyní můžeme spočítat polohu dynamického bodu:

$$\bar{x}_{D.P} = \bar{x}_A - \frac{C_{mq.P}}{2 \cdot \mu_P - C_{Lq.P}} = 0,4197 - \frac{-16,728}{2 \cdot 75,65 - 4,114} = 0,5334$$

$$\bar{x}_{D.Z} = \bar{x}_A - \frac{C_{mq.Z}}{2 \cdot \mu_Z - C_{Lq.Z}} = 0,4197 - \frac{-15,734}{2 \cdot 92,2 - 3,9916} = 0,5069$$

## 7.4.2 Dynamická zásoba stability letounu s pevným řízením

Výsledná dynamická zásoba stability letounu s pevným řízením pro přední mezní centráž:

$$\sigma_{D.P} = \bar{x}_{D.P} - \bar{x}_{TP} = 0,5334 - 0,235 = 0,2984$$

Pro zadní mezní centráž je dynamická zásoba stability:

$$\sigma_{D.Z} = \bar{x}_{D.Z} - \bar{x}_{TZ} = 0,5069 - 0,338 = 0,1689$$

## 7.5 Dynamická zásoba s volným řízením

Dynamickou zásobu s volným řízením spočítáme podle:[16]

$$\sigma_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T$$

### 7.5.1 Poloha dynamického bodu letounu s volným řízením

Polohu dynamického bodu s volným řízením získáme ze vztahu:

$$\bar{x}_D = \bar{x}_D + \frac{a \cdot C_{m\delta}^*}{\bar{a} \cdot C_{H\delta}} \cdot \left( \frac{C_{H\alpha}}{a} + \frac{C_{Hq}}{2 \cdot \mu - C_{Lq}} \right)$$



kde  $C_{m\delta}^*$  je derivace součinitele klopivého momentu k aerodynamickému středu letounu a  $C_{Hq}$  je derivace součinitele závěsového momentu výškového kormidla.

$$C_{m\delta}^* = -C_{L\delta} \cdot \frac{L_{VOP}^*}{c_{SAT}} = -0,504 \cdot \frac{4269,49}{1285,21} = -1,674 \frac{1}{rad}$$

$$C_{Hq.P} = 2 \cdot C_{H\alpha VOP} \cdot \frac{\tilde{L}_{VOP.P}}{c_{SAT}} = -2 \cdot 0,081 \cdot \frac{4544,14}{1285,21} = -0,573 \frac{1}{rad}$$

$$C_{Hq.Z} = 2 \cdot C_{H\alpha VOP} \cdot \frac{\tilde{L}_{VOP.Z}}{c_{SAT}} = -2 \cdot 0,081 \cdot \frac{4405,34}{1285,21} = -0,555 \frac{1}{rad}$$

Poloha dynamického bodu potom je:

$$\begin{aligned} \bar{x}_{D.P}^{\dot{}} &= \bar{x}_{D.P} + \frac{a \cdot C_{m\delta}^*}{\dot{a} \cdot C_{H\delta}} \cdot \left( \frac{C_{H\alpha}}{a} + \frac{C_{Hq.P}}{2 \cdot \mu_P - C_{Lq.P}} \right) \\ &= 0,5334 + \frac{5,73 \cdot (-1,674)}{5,643 \cdot (-0,323)} \cdot \left( \frac{-0,056}{5,73} + \frac{-0,573}{2 \cdot 75,65 - 4,114} \right) = 0,4615 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \bar{x}_{D.Z}^{\dot{}} &= \bar{x}_{D.Z} + \frac{a \cdot C_{m\delta}^*}{\dot{a} \cdot C_{H\delta}} \cdot \left( \frac{C_{H\alpha}}{C_{L\alpha}} + \frac{C_{Hq.Z}}{2 \cdot \mu_Z - C_{Lq.Z}} \right) \\ &= 0,5069 + \frac{5,73 \cdot (-1,674)}{5,643 \cdot (-0,323)} \cdot \left( \frac{-0,056}{5,73} + \frac{-0,555}{2 \cdot 92,2 - 3,9916} \right) = 0,4393 \end{aligned}$$

## 7.5.2 Dynamická zásoba stability letounu s volným řízením

Výsledná dynamická zásoba stability letounu s pevným řízením pro přední mezní centráž:

$$\sigma_{D.P}^{\dot{}} = \bar{x}_{D.P}^{\dot{}} - \bar{x}_{TP} = 0,4615 - 0,235 = 0,2265$$

Pro zadní mezní centráž je dynamická zásoba stability:

$$\sigma_{D.Z}^{\dot{}} = \bar{x}_{D.Z}^{\dot{}} - \bar{x}_{TZ} = 0,4393 - 0,338 = 0,1013$$



## 8 LETOVÉ VÝKONY

### 8.1 Tah a výkon

Výkony letounu jsou určeny pro zvolený motor Rotax 915 iS s výkonem 101kW. Z rovnic rovnováhy pro ustálený horizontální let a poláry letounu určíme potřebný tah a potřebný výkon, který je nutný pro překonání odporu letounu.[17]

$$L = G = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_L \cdot S$$

$$D = F_{\text{potřebný}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_D \cdot S$$

$$P_{\text{potřebný}} = F_{\text{potřebný}} \cdot v$$

Pro určení využitelného tahu a využitelného výkonu motoru musíme znát účinnost vrtule, která se mění v závislosti na rychlosti letu. Experimentálním měřením různých vrtulí byla stanovena obecná závislost účinnosti vrtule podle vztahu:[18]

$$\eta = \eta_M \cdot [1 - (1 - L)^2 \cdot [1 + 0,8722 \cdot L^2 - 1,3959 \cdot L]]$$

kde  $\eta_M = 0,85$  je návrhová účinnost vrtule a  $L$  je normalizovaný postupový poměr, který je roven:

$$L = \frac{J}{J_M}$$

$$J = \frac{v}{n_{vrt} \cdot D_{vrt}}$$

$$J_M = \frac{v_M}{n_{vrt} \cdot D_{vrt}}$$

kde  $v_M = 210 \frac{km}{h}$  je návrhová rychlost,  $D_{vrt}$  je průměr vrtule a  $n_{vrt}$  jsou otáčky vrtule spočítané podle vztahu:

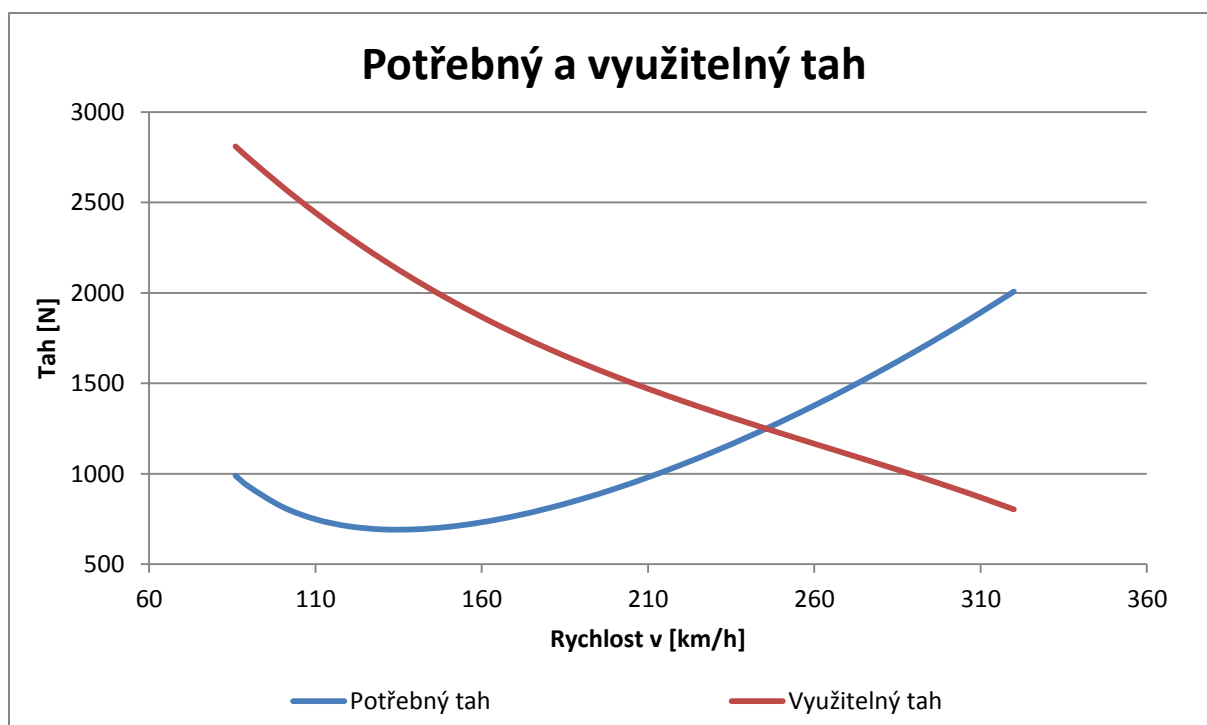
$$n_{vrt} = \frac{n_M}{i}$$

kde  $n_M = 5500 \frac{1}{min}$  jsou trvalé otáčky motoru a  $i = 2,43$  je převodový poměr reduktoru motoru.

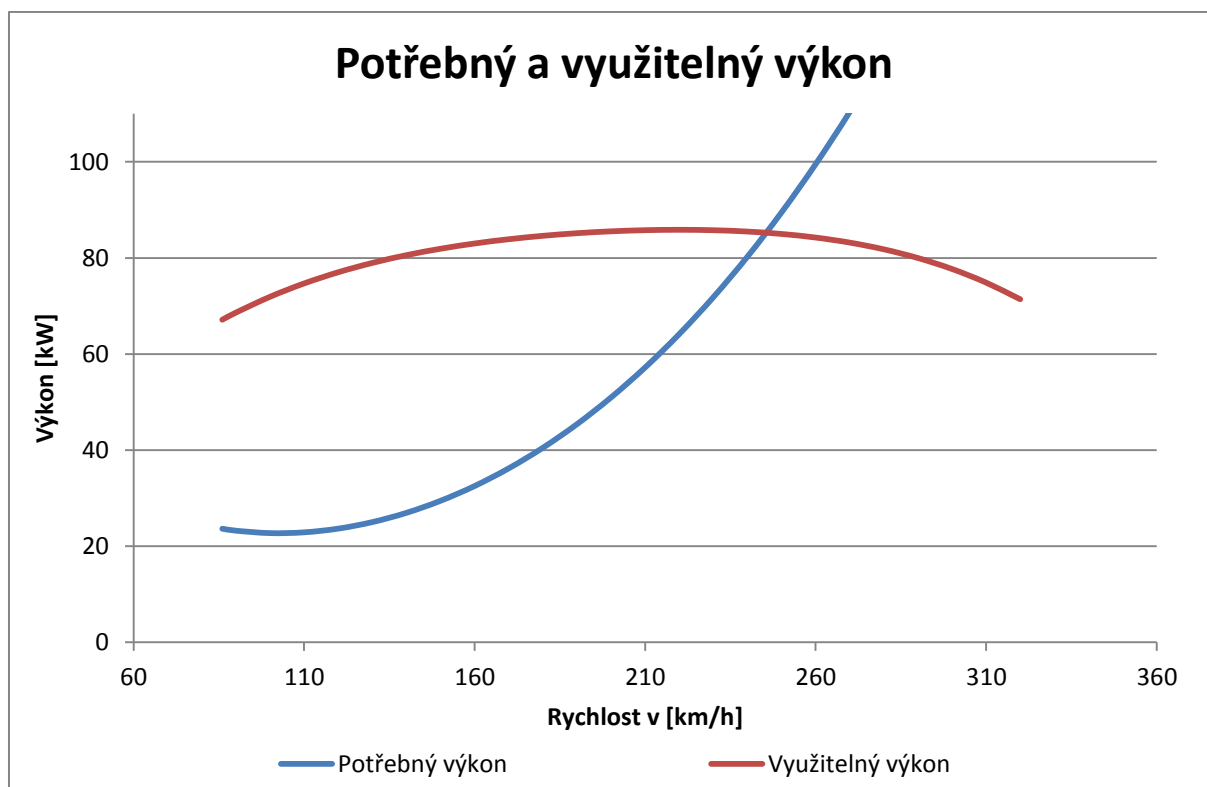
Pro určení využitelného tahu a využitelného výkonu motoru použijeme vztah:

$$F_{\text{využitelný}} = \frac{P_{\text{max}} \cdot \eta}{v}$$

$$P_{\text{využitelný}} = F_{\text{využitelný}} \cdot v$$



Obr. 31 Potřebný a využitelný tah



Obr. 32 Potřebný a využitelný výkon

Podle grafů potřebného a využitelného tahu/výkonu je maximální rychlost horizontálního letu určena spojnici obou křivek a je rovna 250 km/h.

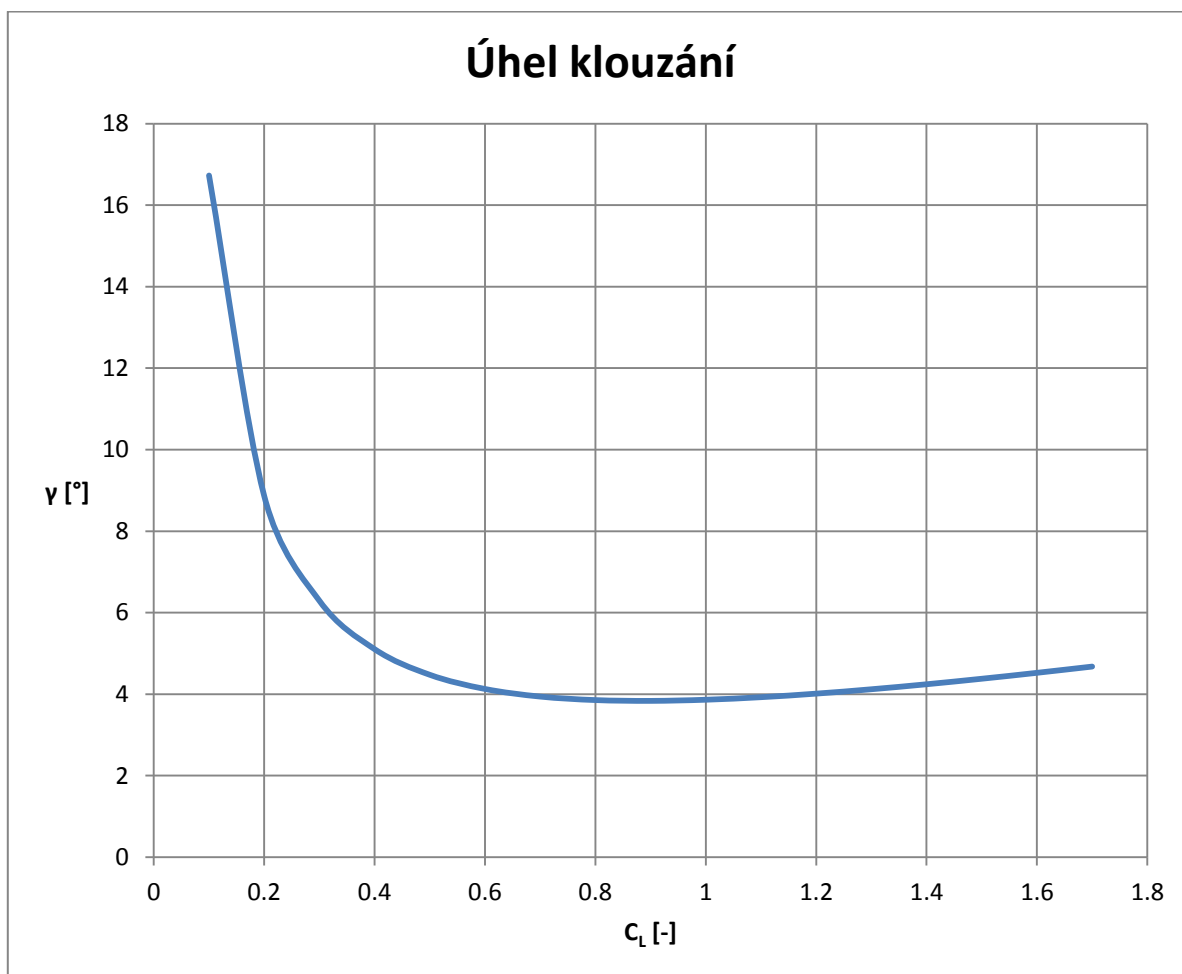


## 8.2 Úhel klouzání

Úhlem klouzání se rozumí úhel, který svírá horizontální složka rychlosti s rychlostí letu.

Výpočtový vztah pro stanovení úhlu klouzání je:[17]

$$\gamma = \arctan \frac{c_D}{c_L}$$



Obr. 33 Závislost úhlu klouzání na součiniteli vztlaku

Minimální úhel klouzání je  $\gamma_{min} = 3,84^\circ$  při součiniteli vztlaku  $c_L = 0,9$ . To odpovídá rychlosti  $v = 134,25 \frac{km}{h}$ .

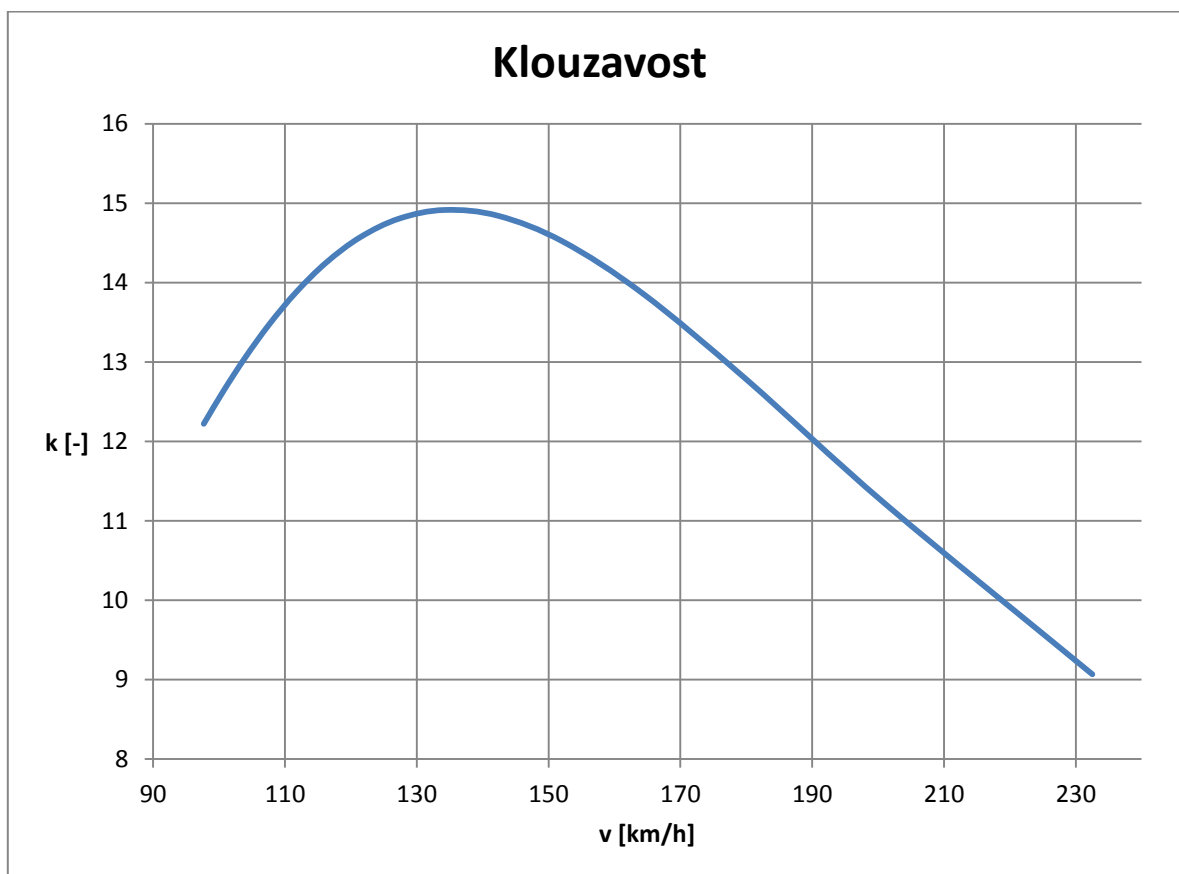


## 8.3 Klouzavost

Klouzavost je parametr letounu, který je určen poměrem rychlosti letu a rychlosti opadání. Udává nám, do jaké vzdálenosti letoun doletí z jeho počáteční výšky bez pohonné jednotky. Pokud máme klouzavost například 10:1, znamená to, že z výšky 1km letoun doletí klouzavým letem do vzdálenosti 10km, za předpokladu klidných atmosférických podmínek.

Výpočtový vztah pro stanovení úhlu klouzání je:[17]

$$k = \frac{c_L}{c_D}$$



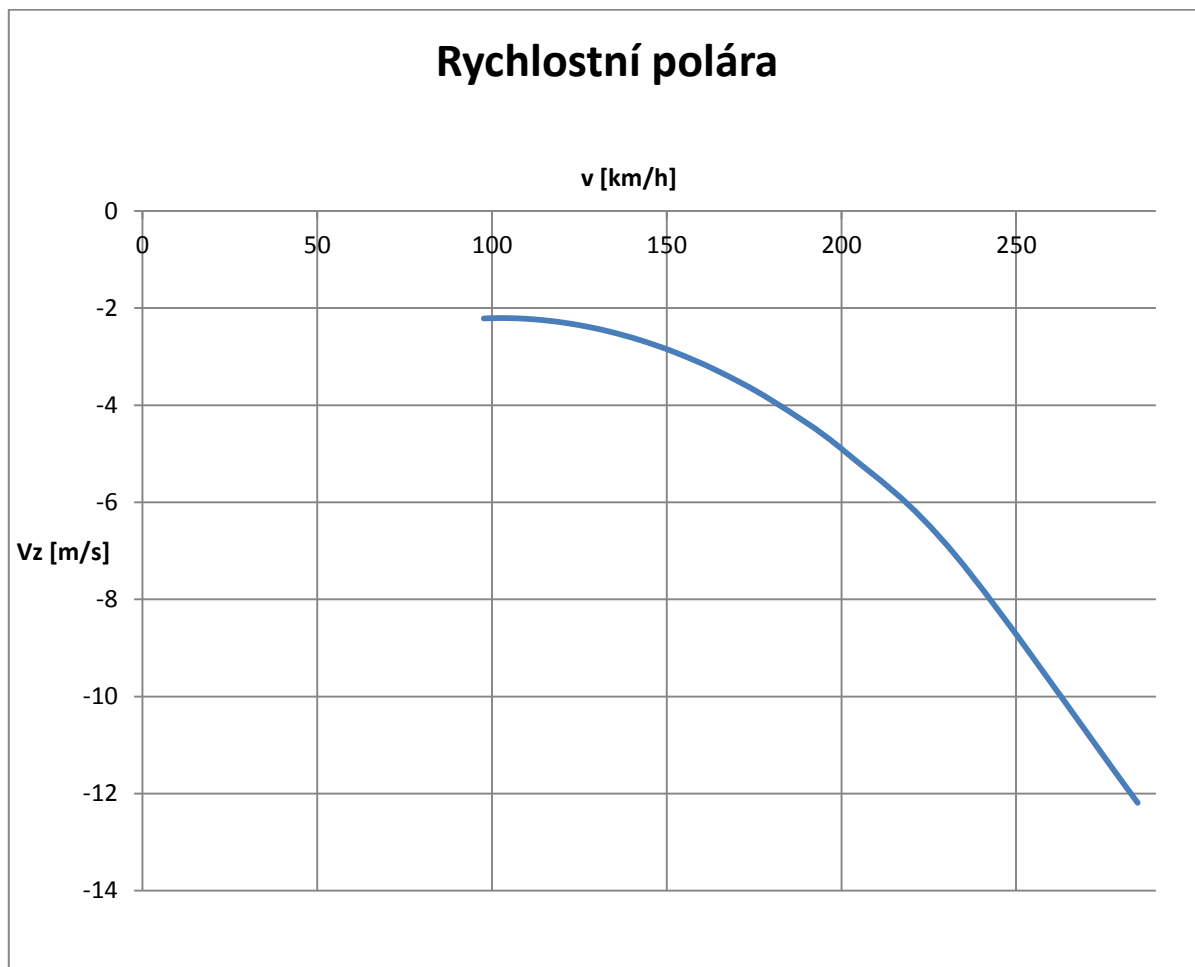
Obr. 34 Závislost klouzavosti na rychlosti letu

Maximální klouzavost je  $k_{max} = 14,91$  při rychlosti letu  $v = 134,25 \text{ km/h}$ .



## 8.4 Rychlostní polára

Rychlostní polára je závislost dopředné rychlosti a rychlosti opadání letounu. Z této závislosti jsme schopni určit jaké je nejmenší možné opadání letounu nebo jaké jsou rychlosti při maximální klouzavosti letounu.[17]



Obr. 35 Rychlostní polára

Z grafu je patrné, že minimální opadání je  $v_z = -2,21 \frac{m}{s}$ .

V případě maximální klouzavosti je rychlost opadání  $v_z = -2,49 \frac{m}{s}$  při dopředné rychlosti  $v = 134,25 \frac{km}{h}$ .



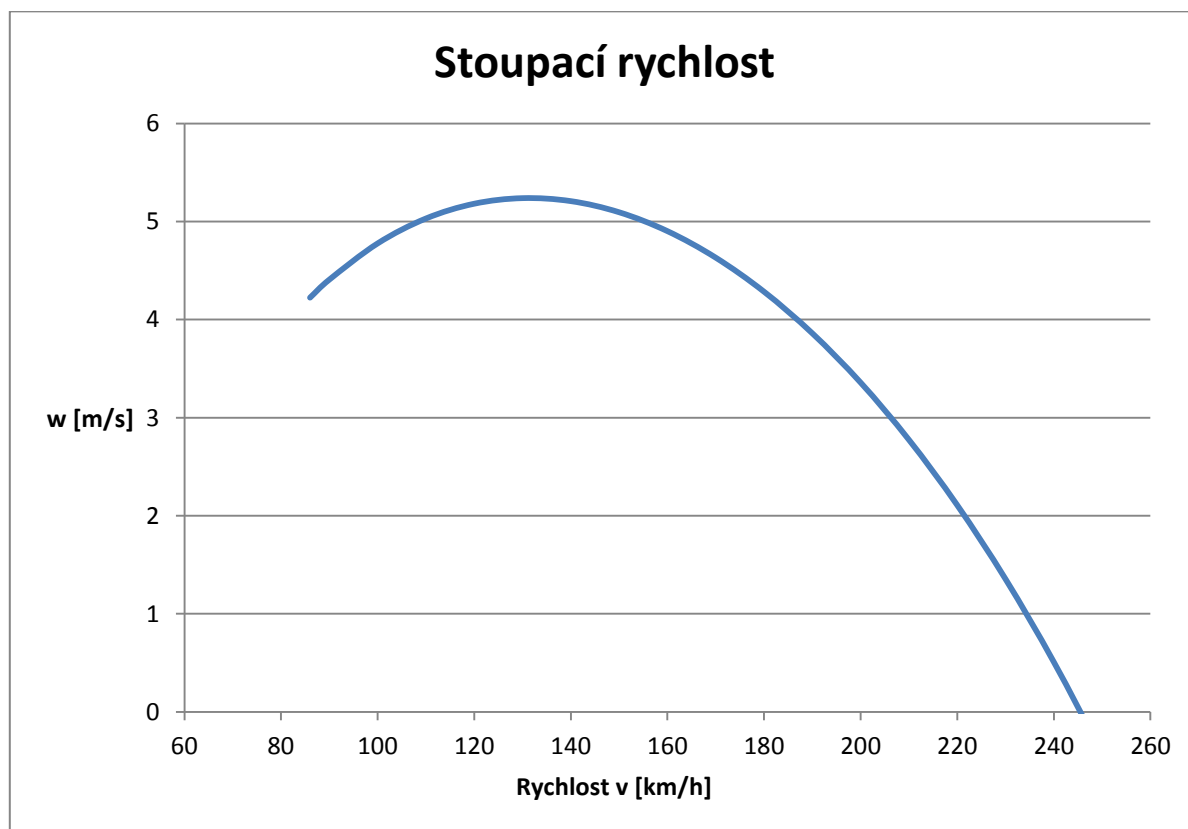
## 8.5 Stoupací rychlost

Stoupací rychlost je vertikální složka rychlosti letu při stoupání letounu. Je určena z přebytku výkonu a tíhové síly.

Rovnice pro výpočet stoupací rychlosti:[17]

$$w = v_z = \frac{\Delta F \cdot V}{G} = \frac{\Delta P}{G}$$

Z rovnice je jasné, že maximální stoupací rychlost nastane v případě nejvyššího přebytku tahu.



Obr. 36 Graf stoupací rychlosti

Maximální stoupací rychlost je  $w = v_z = 5,24 \frac{m}{s}$  a dosáhneme jí při rychlosti letu  $v = 130 \frac{km}{h}$ .



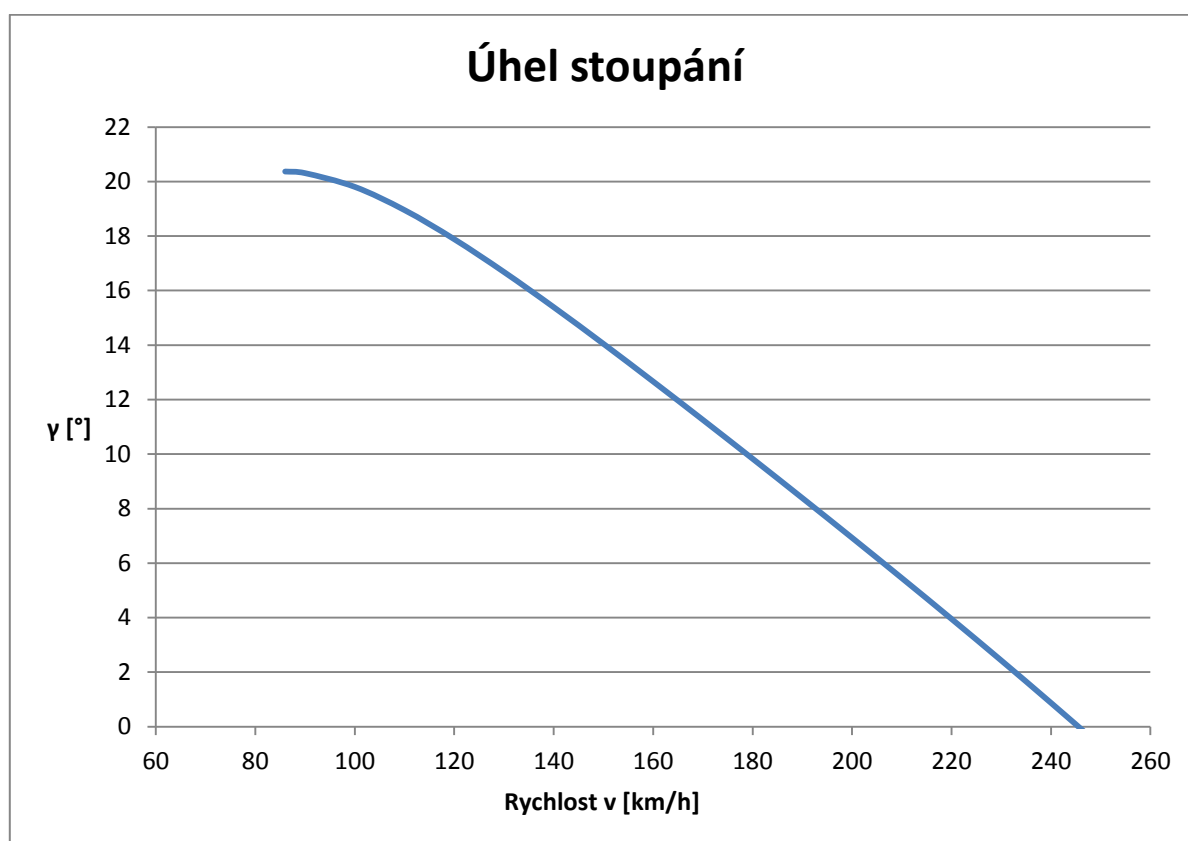


## 8.6 Úhel stoupání

Úhel stoupání je úhel, který svírá horizontální složka rychlosti se stoupací rychlostí letu.

Výpočtový vztah pro stanovení úhlu stoupání je:[17]

$$\gamma = \arcsin \frac{\Delta F}{G}$$



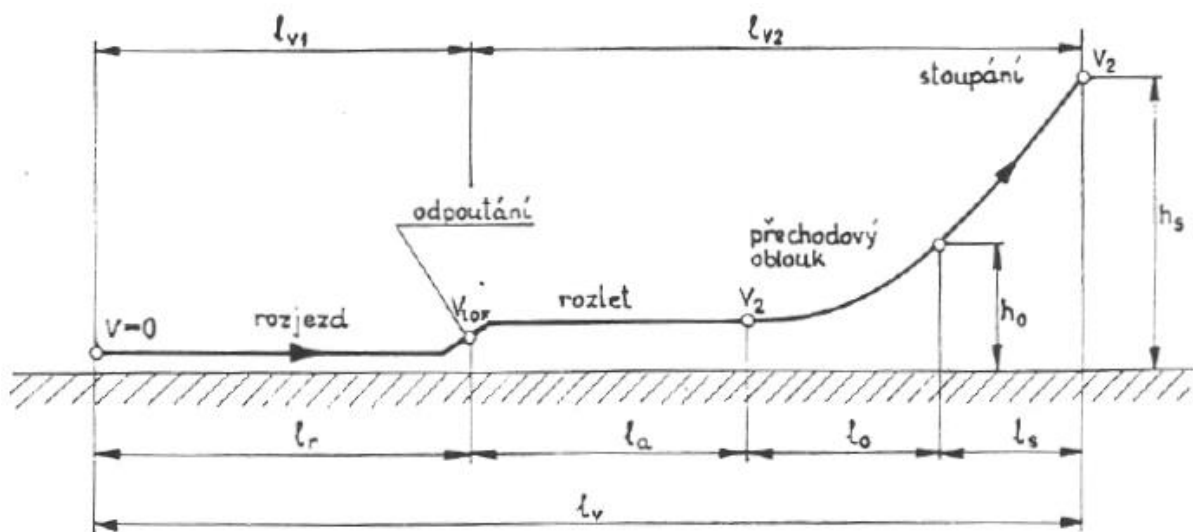
Obr. 37 Závislost úhlu stoupání na rychlosti

Při maximální stoupací rychlosti je úhel stoupání roven  $\gamma = 16,7^\circ$ .



## 8.7 Vzlet

Letové výkony při vzletu se řídí předpisem CS-23. Dráhu vzletu můžeme rozdělit na délku rozjezdu a délku vzdušné části. Jednotlivé fáze vzletu jsou vidět na následujícím obrázku.[17]



Obr. 38 Fáze vzletu [17]

Výpočty jsou prováděny pro maximální vzletovou hmotnost  $m = 1050\text{kg}$  se vztakovou mechanizací ve vzletové poloze  $\delta_{KL} = 20^\circ$ . Celkový součinitel vzlaku se vztakovou mechanizací v této poloze byl stanoven pomocí programu Glauert III a je  $c_{LK\check{R}20^\circ} = 1,9171$ .

Stanovení pádové rychlosti se vztakovou mechanizací ve vzletové poloze:

$$V_{S,20^\circ} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{LK\check{R}20^\circ} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 1,9171 \cdot 13,54}} = 25,45 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 92 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Rychlost odpoutání musí být větší o 10% než pádová rychlost při vzletové konfiguraci:

$$V_{LOF} = 1,1 \cdot V_{S,20^\circ} = 1,1 \cdot 92 = 101,2 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Bezpečná rychlost vzletu musí být o 20% větší než pádová rychlost při vzletové konfiguraci:

$$V_2 = 1,2 \cdot V_{S,20^\circ} = 1,2 \cdot 92 = 110,4 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$



### 8.7.1 Pozemní část vzletu

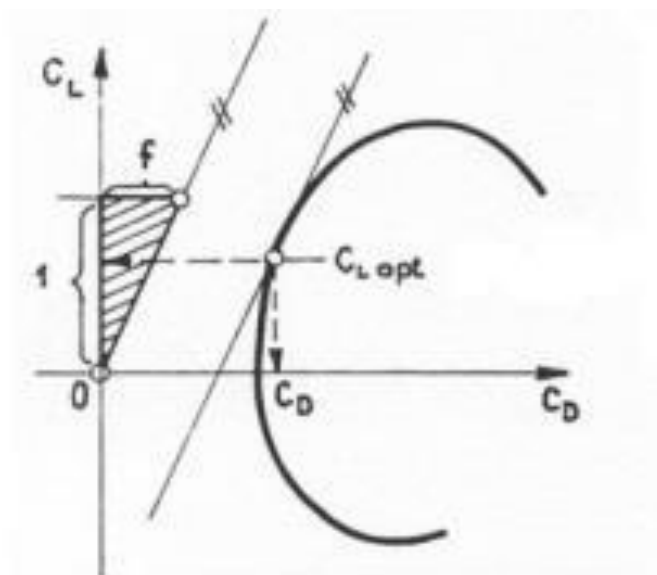
Délka pozemní části vzletu je dána následujícím vztahem:

$$s_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V \cdot dV}{a_x}$$

kde  $a_x$  je zrychlení letounu ve směru vzletu a je dáno vztahem:

$$a_x = g \cdot \left[ \frac{F_{využitelný}}{G} - f_T - (c_{D,opt} - f_T \cdot c_{L,opt}) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot \left(\frac{G}{S}\right)} \right]$$

V rovnici vystupuje součinitel tření povrchu vzletové a přistávací dráhy  $f_R$ , který pro krátce stříženou travu je  $f_R = 0,05$ . Dále je zde optimální součinitel vztlaku  $c_{L,opt} = 1,28$  a optimální součinitel odporu  $c_{D,opt} = 0,071$ , který se určí z poláry letounu pro vzletovou konfiguraci pomocí součinitele tření, jak je možné vidět na následujícím obrázku.



Obr. 39 Určení optimálního součinitele vztlaku a odporu [17]

Potřebná délka rozjezdu je  $s_G = 162,5m$ .



Tab 8 Výpočet pozemní části vzletu

Rychlost V [km/h]    V [m/s]		Fvyužitelný [N]	Zrychlení $a_x$ [m/s <sup>2</sup> ]	Čas V/ $a_x$ [s]	Přírůstek dV	Délka rozjezdu $s_G$ [m]
0	0	4768.0121	4.050	0	0	0
10	2.777778	4482.12426	3.778	0.735	1.020	1.020
20	5.555556	4210.80178	3.518	1.579	3.214	4.235
30	8.333333	3956.33178	3.274	2.545	5.729	9.963
40	11.11111	3718.02361	3.044	3.650	8.605	18.569
50	13.88889	3495.18664	2.828	4.912	11.892	30.460
60	16.66667	3287.13022	2.625	6.349	15.640	46.101
70	19.44444	3093.16371	2.435	7.987	19.911	66.012
80	22.22222	2912.59646	2.256	9.849	24.772	90.784
90	25	2744.73784	2.089	11.967	30.300	121.083
100	27.77778	2588.8972	1.933	14.373	36.583	157.666
101.2	28.11111	2570.97114	1.915	14.683	4.843	162.509

## 8.7.2 Vzdušná část vzletu

Délka vzdušné části vzletu je dána následujícím vztahem:

$$s_A = \frac{G}{(F_{využitelný} - F_{potřebný})_{stř}} \cdot \left[ \frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2 \cdot g} + h_S \right]$$

kde  $h_S = 15m$  je výška překážky a  $(F_{využitelný} - F_{potřebný})_{stř}$  je střední hodnota přebytku tahu, která je určena následujícím způsobem:

Vypočítáme hodnotu střední rychlosti podle:

$$V_{stř} = \frac{V_{LOF} + V_2}{2} = \frac{101,2 + 110,4}{2} = 105,8 \frac{km}{h}$$

Z grafu využitelného a potřebného tahu odečteme střední hodnotu přebytku tahu pro střední rychlost.

$$(F_{využitelný} - F_{potřebný})_{stř} = 1729,9N$$

Nyní jsme schopni spočítat délku vzdušné části.

$$s_A = \frac{G}{(F_{využitelný} - F_{potřebný})_{stř}} \cdot \left[ \frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2 \cdot g} + h_S \right] = \frac{10296,98}{1729,9} \cdot \left[ \frac{30,67^2 - 28,11^2}{2 \cdot 9,80665} + 15 \right] = 135m$$

Potřebná délka vzdušné části letu pro překonání 15m vysoké překážky je  $s_A = 135m$ .

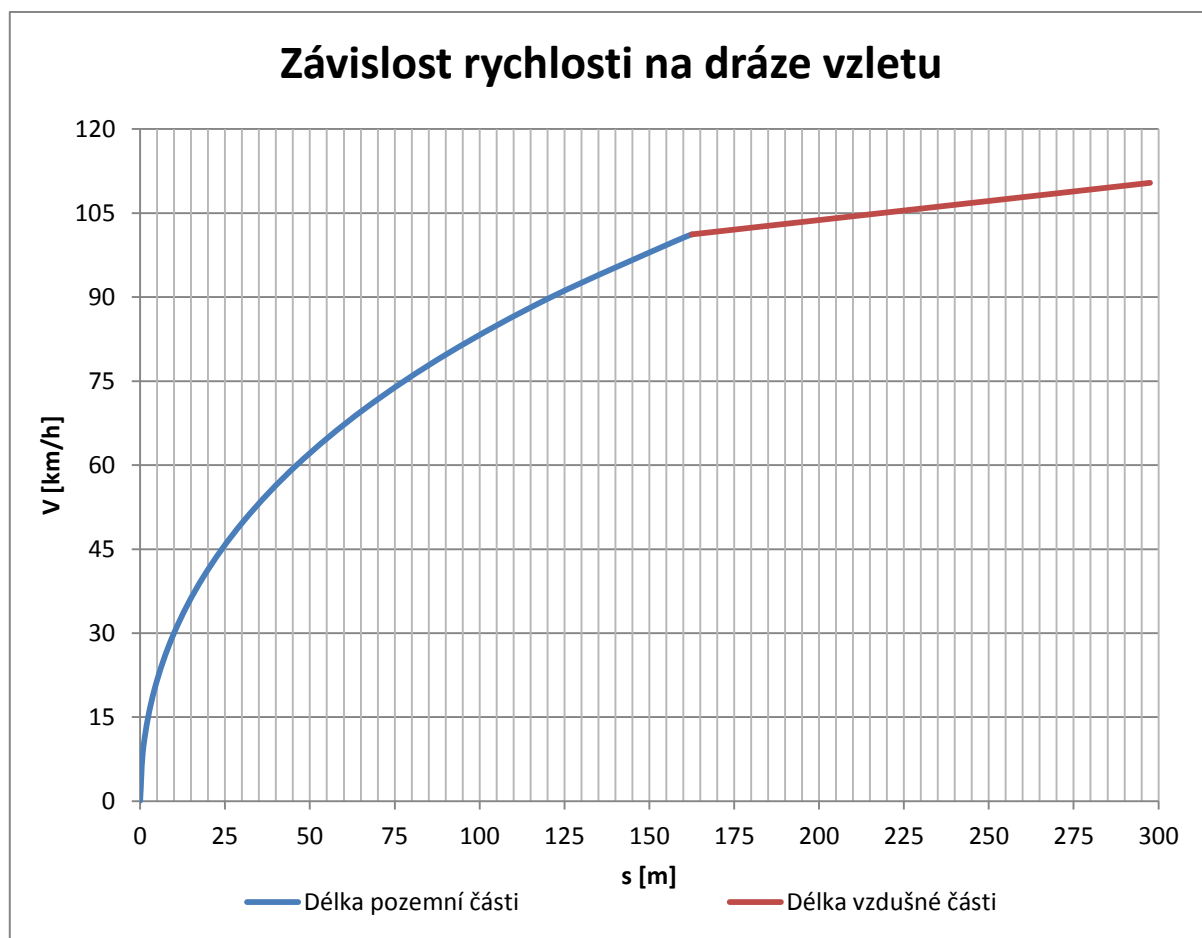


### 8.7.3 Celková délka vzletu

Celková délka vzletu je součet pozemní části a vzdušné části.

$$s = s_G + s_A = 162,5 + 135 = 297,5m$$

Na následujícím grafu je vidět růst rychlosti na dráze vzletu.

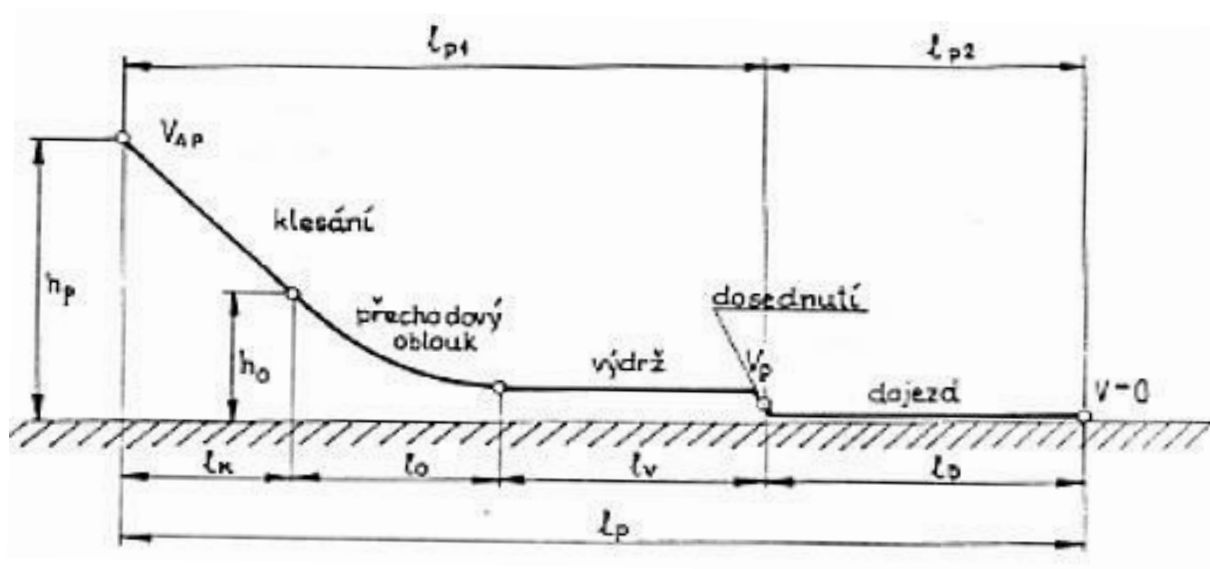


Obr. 40 Graf závislosti rychlosti na uražené vzdálenosti



## 8.8 Přistání

Dráhu při přistání můžeme rozdělit na délku vzdušné části a délku pozemní části. Jednotlivé fáze přistání jsou zobrazeny na následujícím obrázku.[17]



Obr. 41 Fáze přistání [17]

Výpočet je obdobně jako u vzletu vztažen na maximální vzletovou hmotnost  $m = 1050\text{kg}$  se vztlakovou mechanizací v přistávací konfiguraci  $\delta_{KL} = 40^\circ$ . Celkový součinitel vztlaku v této poloze byl vypočten programem Glauert III a je roven  $c_{Lmax} = 2,1737$ .

Stanovení pádové rychlosti se vztlakovou mechanizací v přistávací konfiguraci:

$$V_{S0} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{Lmax} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 2,1737 \cdot 13,54}} = 23,89 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 86 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Dále je nutné stanovit rychlost přiblížení a rychlost dosednutí. Rychlost přiblížení musí dle předpisu být větší o 30% než pádová rychlost v přistávací konfiguraci:

$$V_{AP} = 1,3 \cdot V_{S0} = 1,3 \cdot 86 = 111,8 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Rychlost dosednutí musí být o 15% větší než pádová rychlost v přistávací konfiguraci:

$$V_P = 1,15 \cdot V_{S0} = 1,2 \cdot 86 = 98,9 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$



### 8.8.1 Vzdušná část přistání

Délka vzdušné části přistání je dána následujícím vztahem:

$$s_A = \frac{G}{F_{\text{potřebný.stř}}} \cdot \left[ \frac{V_{AP}^2 - V_P^2}{2 \cdot g} + h_S \right]$$

kde  $h_S = 15m$  je výška překážky a  $F_{\text{potřebný.stř}}$  je střední hodnota odporu letounu, která je určena následujícím způsobem:

Vypočítáme hodnotu střední rychlosti podle:

$$V_{\text{stř}} = \frac{V_{AP} + V_P}{2} = \frac{111,8 + 98,9}{2} = 105,35 \frac{km}{h}$$

Z grafu využitelného a potřebného tahu odečteme střední hodnotu odporu letounu pro střední rychlost.

$$F_{\text{potřebný.stř}} = 776,74N$$

Nyní jsme schopni spočítat délku vzdušné části přistání.

$$s_A = \frac{G}{F_{\text{potřebný.stř}}} \cdot \left[ \frac{V_{AP}^2 - V_P^2}{2 \cdot g} + h_S \right] = \frac{10296,98}{776,74} \cdot \left[ \frac{31,05^2 - 27,47^2}{2 \cdot 9,80665} + 15 \right] = 340,5m$$

Potřebná délka vzdušné části letu při přistávání je  $s_A = 340,5m$ . Tato vzdálenost odpovídá maximální hmotnosti letounu s maximem paliva. Předpokládá se, že přistání nastane s určitým množstvím spotřebovaného paliva a letoun tak bude lehčí, tím se vzdušná část zkrátí.

### 8.8.2 Délka dojezdu

Délka pozemní části přistání je dána následujícím vztahem:

$$s_G = \int_{V_P}^0 \frac{V \cdot dV}{a_D}$$

kde  $a_D$  je zrychlení letounu a je dáno vztahem:

$$a_D = -g \cdot \left[ f_D + (c_{D.opt} - f_D \cdot c_{L.opt}) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot \left(\frac{G}{S}\right)} \right]$$



Upravením výrazů dostaneme rovnici:

$$s_G = \frac{1}{g} \cdot \int_0^{V_P} \frac{V \cdot dV}{f_D + (c_{D,opt} - f_D \cdot c_{L,opt}) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot \left(\frac{G}{S}\right)}}$$

V rovnici vystupuje součinitel tření povrchu vzletové a přistávací dráhy  $f_D$ , který se pohybuje okolo  $f_D = 0,3$ . Dále je zde optimální součinitel vztlaku  $c_{L,opt} = 1,88$  a optimální součinitel odporu  $c_{D,opt} = 0,128$ , který se určí z poláry letounu v přistávací konfiguraci pomocí součinitele tření stejným způsobem, jako v případě vzletu.

Tab 9 Délka dojezdu

Rychlost V [km/h]    V [m/s]	Zrychlení a <sub>D</sub> [m/s <sup>2</sup> ]	Čas V/a <sub>D</sub> [s]	Přírůstek dV	Délka dojezdu s <sub>G</sub> [m]
0            0	2.942	0.00	0.000	186.723
9.89    2.747222	2.916	0.94	1.294	186.723
19.78   5.494444	2.838	1.94	3.953	185.428
29.67   8.241667	2.708	3.04	6.840	181.475
39.56   10.98889	2.526	4.35	10.156	174.635
49.45   13.73611	2.292	5.99	14.207	164.480
59.34   16.48333	2.006	8.22	19.516	150.273
69.23   19.23056	1.668	11.53	27.117	130.757
79.12   21.97778	1.279	17.19	39.443	103.640
89.01   24.725	0.837	29.55	64.197	64.197
98.9    27.47222	0.343	80.10	0.000	0.000

Potřebná délka dojezdu pro úplné zastavení je  $s_G = 186,7m$ . Tato délka odpovídá dojezdu bez použití brzdy. Předpokládá se, že kola budou vybavené brzdami a tím se délka dojezdu značně zkrátí.





### 8.8.3 Celková délka přistání

Celková délka přistání je součet vzdušné části a pozemní části.

$$s = s_A + s_G = 340,5 + 186,7 = 527m$$

Na následujícím grafu je vidět pokles rychlosti v závislosti na uražené dráze v průběhu přistání.



Obr. 42 Závislost rychlosti na vzdálenosti při přistání



## 9 NÁKLADY NA VÝVOJ A VÝROBU

Ekonomický rozbor v počáteční fázi vývoje nového letounu lze provést několika způsoby. Prvním způsobem je výpočet nákladu vycházejících z cen konkrétních dílů a odhad porovnáním podobných letounů.

Druhou možností je použití vhodné metodiky pro určení počátečních nákladů, která byla vypracována z několika již postavených letounů. Jako nejspolehlivější metodika pro určení nákladů je považována USAF.

Metodika USAF předpokládá, že nejvíce cenu letounu ovlivňují jen některé parametry letounu a ostatní parametry jsou druhořadé. Hlavní parametry, které výrazně ovlivňují cenu letounu:

- Hmotnost letounu
- Maximální rychlost letounu
- Počet vyrobených letounu pro vývoj a výrobu
- Měsíční produkce

### Hmotnost letounu:

Jedná se o hmotnost čistého draku v librách, která se obvykle pohybuje okolo 60% až 65% prázdné hmotnosti letounu.

$$A = 0,6 \cdot 500 = 300kg = 661,5lb$$

### Maximální rychlost letounu:

Je to maximální rychlost letounu v optimální výšce v uzlech. Budeme uvažovat maximální rychlost letounu 250km/h.

$$S = 250 \frac{km}{h} = 135kts$$

### Počet vyrobených kusů:

Celkový počet prototypů volím čtyři. Dva kusy pro letové zkoušky, a další dva kusy na statické a únavové zkoušky. Počet kusů pro sériovou výrobu budu uvažovat 350.

$$Q_D = 4$$

$$Q_D + Q_P = 350$$

### Měsíční produkce:

Je to počet kusů vyrobených během měsíce. Předpokládáme vyrobení prototypu za 7 měsíců.

$$R = 0,14ks$$



## 9.1 Inženýrské vývojové práce

Obsahuje tunelová měření, makety, laboratorní práce, vývojové pevnostní zkoušky, technologickou přípravu, spolehlivostní výpočty a další.

Celkový počet hodin potřebný pro tyto vývojové práce je stanoven vztahem:

$$E = 0,0396 \cdot A^{0,791} \cdot S^{1,526} \cdot Q^{0,183}$$

Pro vývoj čtyř prototypů  $Q_D = 4$  je celkový počet hodin:

$$E_D = 0,0396 \cdot A^{0,791} \cdot S^{1,526} \cdot Q^{0,183} = 0,0396 \cdot 661,5^{0,791} \cdot 135^{1,526} \cdot 4^{0,183} = 15481h$$

Pro sériovou výrobu je počet hodin uveden v následující tabulce:

Tab 10 Inženýrské práce pro sériovou výrobu

$Q_P$ [ks]	50	100	150	200	250	300	350
$E_P$ [h]	24577	27901	30050	31675	32995	34114	35090

## 9.2 Zajištění vývoje

Zajištěním vývoje se rozumí nevratné výrobní úsilí, které je vynaložené na zajištění vývoje. Je v něm zahrnut materiál a potřebná doba na vyrobení zkušebních vzorků, maket a zkušební kusy pro statické zkoušky.

Výpočet nákladů je proveden podle vztahu pro počet prototypů na letové zkoušky  $Q_D = 2$ :

$$D = 0,008325 \cdot A^{0,873} \cdot S^{1,89} \cdot Q_D^{0,346} = 0,008325 \cdot 661,5^{0,873} \cdot 135^{1,89} \cdot 2^{0,346} = 32598USD$$

Podle předešlého vztahu získáváme náklady na zajištění vývoje pro rok 1970. Pro přepočet nákladů na rok 2016 vynásobíme tuto hodnotu inflačním koeficientem 3,1.

$$D = 32598 \cdot 3,1 = 101055USD$$

Rozdělení celkové částky na materiál, E-hodiny a D-hodiny:

-	Materiál 20%		20210USD
-	E-hodiny 40%	600Kč/hod	1617hod
-	D-hodiny 40%	300Kč/hod	3234hod



### 9.3 Letové zkoušky

Zahrnují náklady na provedení letových zkoušek, inženýrskou přípravu zkoušek, vyhodnocení, měřicí techniku, palivo, platy pilotům nájemné a pojištění. Nejsou zde však zahrnuty náklady na výrobu prototypů.

Cílem je ověření letové obálky, letových výkonů a letových vlastností.

Celková cena letových zkoušek je stanovena pomocí následujícího vztahu:

$$F = 0,001244 \cdot A^{1,160} \cdot S^{1,371} \cdot Q_D^{1,281} = 0,001244 \cdot 661,5^{1,160} \cdot 135^{1,371} \cdot 2^{1,281} \\ = 4709USD$$

Tato cena zase odpovídá roku 1970. Po přepočtu na letošní rok získáme hodnotu:

$$F = 4709 \cdot 3,1 = 14598USD$$

Budeme předpokládat, že pro ověření obou prototypů je potřeba 400 letových hodin s průměrnou spotřebou paliva okolo 25litrů za hodinu. V současné době je průměrná cena jednoho litru paliva okolo 25,81Kč/litr. Na jednu letovou hodinu přibližně připadá 20 E-hodin a 40 D-hodin.

$$E_{hodiny} = 20 \cdot 400 = 8000hod$$

$$D_{hodiny} = 40 \cdot 400 = 16000hod$$

Celkové náklady na letové zkoušky podle těchto předpokladů budou:

$$400h \cdot \left( 25 \frac{l}{h} \cdot 25,81 \frac{kč}{l} + 20 \cdot 600 \frac{kč}{h} + 40 \cdot 300 \frac{kč}{h} \right) = 9858100Kč$$

Celková částka při současném kurzu 24Kč za USD je 410754USD.

Podle metodiky USAF vyšly celkové náklady na letové zkoušky jenom na 14598USD, což je oproti předešlému výpočtu několikanásobně méně. Dále budu uvažovat celkové náklady na letové zkoušky 410754USD.



## 9.4 Přípravkové vybavení

Mezi přípravky se počítají všechny druhy měrek, šablon, zápustky, speciální nářadí, modely a formy pro lití.

Kapacita potřebná k zajištění výroby přípravků:

$$T = 4,0127 \cdot A^{0,764} \cdot S^{0,899} \cdot Q^{0,178} \cdot R^{0,066} \\ = 4,0127 \cdot 661,5^{0,764} \cdot 135^{0,899} \cdot 2^{0,178} \cdot 0,14^{0,066} = 46914 \text{ hod}$$

Na E-hodiny připadá 20% a na D-hodiny 80% z celkového času:

$$E_{\text{hodiny}} = 0.20 \cdot 46914 = 9383 \text{ hod}$$

$$T_{\text{hodiny}} = 0.80 \cdot 46914 = 37531 \text{ hod}$$

Pro sériovou výrobu je doba uvedena v následující tabulce. Výrobní dávka je 7ks/měsíc:

Tab 11 Přípravkové vybavení při sériové výrobě

$Q_p$ [ks]	50	100	150	200	250	300	350
$T_p$ [h]	107568	121693	130801	137673	143252	147977	152094
$E_h$ [h]	21513	24338	26160	27534	28650	29595	30418
$T_h$ [h]	86054	97354	104641	110139	114601	118381	121675

## 9.5 Výroba

Výroba zahrnuje dobu potřebnou k zajištění prvovýroby, sestavení základní konstrukce a montáž částí. Zahrnuje také dobu potřebnou k výrobě částí.

$$L = 28,984 \cdot A^{0,74} \cdot S^{0,543} \cdot Q^{0,524} = 28,984 \cdot 661,5^{0,74} \cdot 135^{0,543} \cdot 4^{0,524} = 105099 D_{\text{hodin}}$$

Pro sériovou výrobu je  $L_p$  sníženo o 20%. Hodnoty jsou v následující tabulce:

Tab 12 Sériová výroba

$Q_p$ [ks]	50	100	150	200	250	300	350
$L_p$ [ $D_{\text{hodin}}$ ]	315843	454163	561673	653057	734061	807650	875595
$D_h/1ks$	6317	4542	3744	3265	2936	2692	2502



## 9.6 Kontrola kvality

Kontrola kvality je důležitá u všech částí, sestav a podsestav, výkresů nebo specifikací. Počet hodin potřebných na kontrolu kvality určíme ze vztahu:

$$Q/C = 0,13 \cdot L$$

Pro výrobu prototypu:

$$Q/C = 0,13 \cdot L = 13663 \text{ hod}$$

Na E-hodiny připadá 20% a na D-hodiny 80% z celkového času:

$$E_{\text{hodiny}} = 0.20 \cdot 13663 = 2733 \text{ hod}$$

$$D_{\text{hodiny}} = 0.80 \cdot 13663 = 10930 \text{ hod}$$

Pro sériovou výrobu:

Tab 13 Doba na kontrolu kvality u sériové výroby

$Q_P$ [ks]	50	100	150	200	250	300	350
$Q/C$ [h]	41060	59041	73017	84897	95428	104994	113827
$E_P$ [h]	8212	11808	14603	16979	19086	20999	22765
$D_P$ [h]	32848	47233	58414	67918	76342	83996	91062

## 9.7 Materiál a výstroj

Do materiálu a výstroje jsou zahrnuty všechny polotovary a nakupované části pro výrobu draku.

$$M = 25,672 \cdot A^{0,689} \cdot S^{0,624} \cdot Q^{0,792}$$

Náklady na materiál pro výrobu prototypu:

$$M = 25,672 \cdot A^{0,689} \cdot S^{0,624} \cdot Q^{0,792} = 25,672 \cdot 661,5^{0,689} \cdot 135^{0,624} \cdot 4^{0,792} = 144199 \text{ USD}$$

Tato hodnota zase odpovídá roku 1970. Pro přepočtu inflačním koeficientem na rok 2016 je cena 447019 USD.

Náklady na materiál u sériové výroby:

Tab 14 Náklady na materiál u sériové výroby

$Q_P$ [ks]	50	100	150	200	250	300	350
$M_P$ [USD]	3304296	5721300	7887857	9906278	11821245	13657612	15431091



## 9.8 Motor a avionika

Tento letoun bude pohánět motor Rotax 915 iS. Jeho cena zatím není známá, protože motor bude v prodeji od roku 2017. Pokud budu vycházet z cen jeho předchůdců, dá se očekávat cena okolo 30000USD. Pro letoun je vybrána třílistá vrtule o průměru 1,8m s konstantními otáčkami. Cena těchto vrtulí se u každého výrobce liší, ale průměrně se jejich cena pohybuje okolo 10000USD. Dle předpisu je určena povinná navigační a spojovací výstroj letounu. Celková odhadovaná cena avioniky je 50000USD.

Celkové náklady na moto a avioniku:

$$M/A = 90000USD$$

## 9.9 Ostatní náklady

Dalšími náklady, se kterými musíme počítat, jsou náklady na tunelová měření, statické zkoušky, dynamické zkoušky, únavová životnost, podvozek a maketa trupu.

Celková cena těchto nákladů je přibližně odhadnuta na 400000USD.

## 9.10 Celkové náklady

Pro přepočet nákladu na české koruny je použitý kurz 38Kč/USD, ve kterém jsou započítané celní přírázky. Hodinové náklady v našich podmínkách jsou pro inženýrské práce 600Kč/hod, pro technické práce 400Kč/hod a dělnické práce 300Kč/hod.

Celkové náklady na vývoj letounu:

Tab 15 Celkové náklady na vývoj

Činnost	Ozn.	[hod]			[Kč]		
		Eh	Th	Dh	Mzdy	Materiál	Celkem
Sestrojení draku	E	15481			9 288 634		9 288 634
Vývojová podpora	D	6732		13465	8 078 700	768 014	8 846 714
Letové zkoušky	F	8000		16000	9 600 000	258 100	9 858 100
Nářadové vybavení	T	9383	37531		20 641 967		20 641 967
Pracnost	L			105100	31 529 881		31 529 881
Kontrola kvality	Q/C	2733		10930	4 918 661		4 918 661
Materiál	M					16 986 732	16 986 732
Motory a avionika	M/A					6 840 000	6 840 000
Ostatní náklady	ON					15 200 000	15 200 000.00
Celkové náklady		42328	37531	145495	84 057 844	40 052 846	124 110 691

Celkové náklady na vývoj prototypu jsou 124110691,-Kč.



Celkové náklady na výrobu 350 kusů:

Tab 16 Náklady na 350 kusů

Výrobně inženýrské práce	E	20.468.400Kč
Přípravkové vybavení	T	66.920.800Kč
Výroba	L	262.678.500Kč
Kontrola kvality	Q/C	40.977.600Kč
Materiál	M	586.381.458Kč
Motory a avionika	M/A	3.420.000Kč
CELKEM		<b>980.846.758Kč</b>
Zisk 10%		98.084.676Kč
Výrobní náklady na 350ks + zisk		1.078.931.434Kč
Průměrné náklady na jeden letoun		2.802.419Kč
Průměrné náklady na jeden letou se ziskem		3.082.661Kč

## 9.11 Cena jednoho kusu

Budeme uvažovat, že vývojové náklady se rozloží do výroby během 4 let při výrobě 50 kusů ročně.

Cena jednoho letounu při výrobě 350 kusů je včetně zisku 3 082 661Kč. Po připočítání nákladů na vývoj rozložené do 4 let je cena jednoho letounu 3 703 214Kč.

## 9.12 Bod zvratu

Vývoj výdajů v závislosti na počtu vyrobených kusů je uveden v následující tabulce. Ceny jsou v tisících Kč.

Tab 17 Vývoj výdajů na počtu kusů 1

Výrobní dávka			50	100	150	200	250	300	350
E	Eh	h	24577	27901	30050	31675	32995	34114	35090
		Kč	14746	16740	18030	19005	19797	20468	21054
T	Eh	h	21513	24338	26160	27534	28650	29595	30418
		Kč	12907	14602	15696	16520	17190	17757	18250
	Th	H	86054	97354	104641	110139	114601	118381	121675
		Kč	34421	38941	41856	44055	45840	47352	48670
L	Dh	h	315843	454163	561673	653057	734061	807650	875595
		Kč	94752	136248	168501	195917	220218	242295	262678
Q/C	Eh	h	8212	11808	14603	16979	19086	20999	22765
		Kč	4927	7084	8761	10187	11451	12599	13659
	Dh	h	32848	47233	58414	67918	76342	83996	91062
		Kč	9854	14169	17524	20375	22902	25198	27318
M/A		Kč	3420	6840	10260	13680	17100	20520	23940
M		Kč	125563	217409	299738	376438	449207	518989	586381
<b>Σ</b>		<b>Kč</b>	<b>300593</b>	<b>452038</b>	<b>580368</b>	<b>696179</b>	<b>803707</b>	<b>905180</b>	<b>1001952</b>

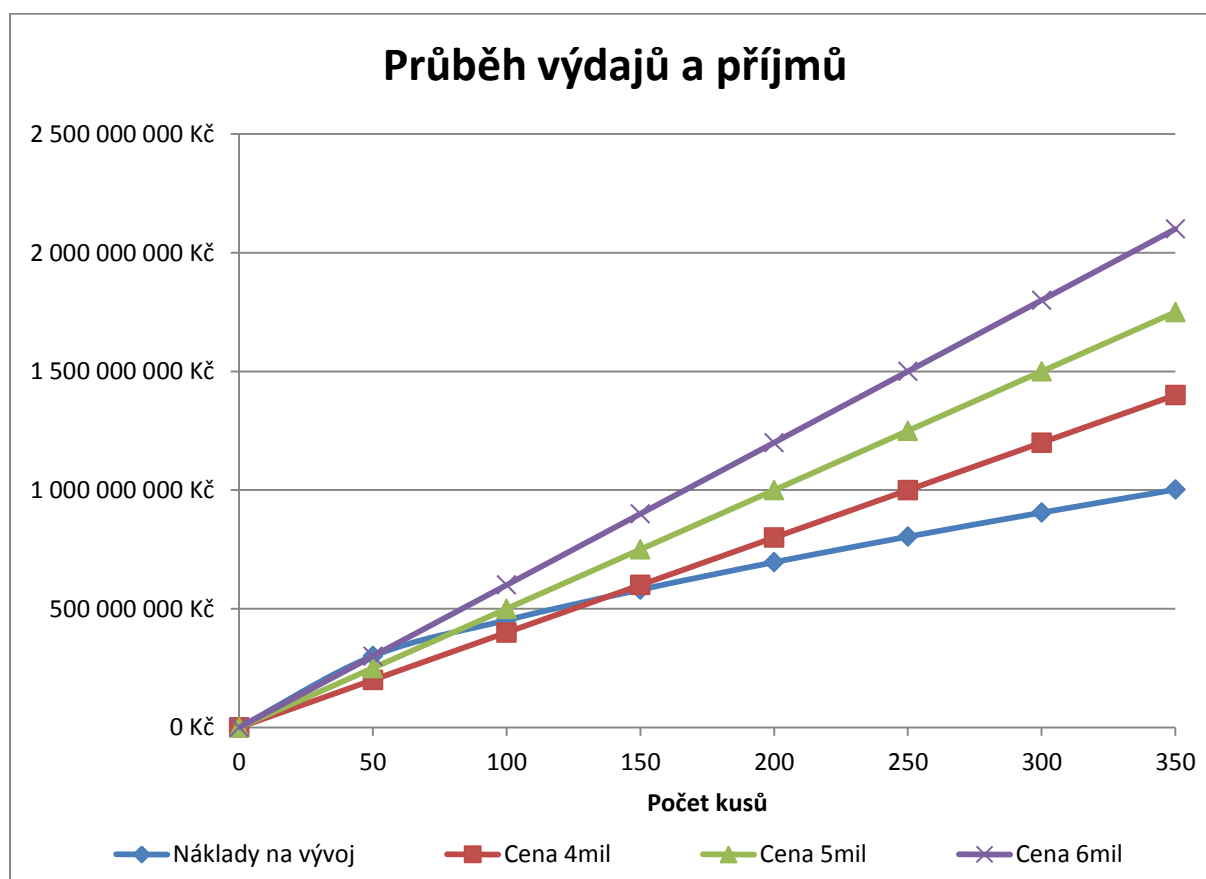




Tab 18 Vývoj výdajů na počtu kusů 2

$\Sigma +10\%$ zisk	330652	497241	638405	765797	884077	995698	1102147
$\Sigma +10\%$ zisk+vývoj	454763	621352	762516	889908	1008188	1119808	1226258
Cena 1 letounu	8494	5761	4696	4101	3711	3430	3217
Cena 1 letounu + 10% zisk	9095	6213	5083	4449	4032	3732	3503

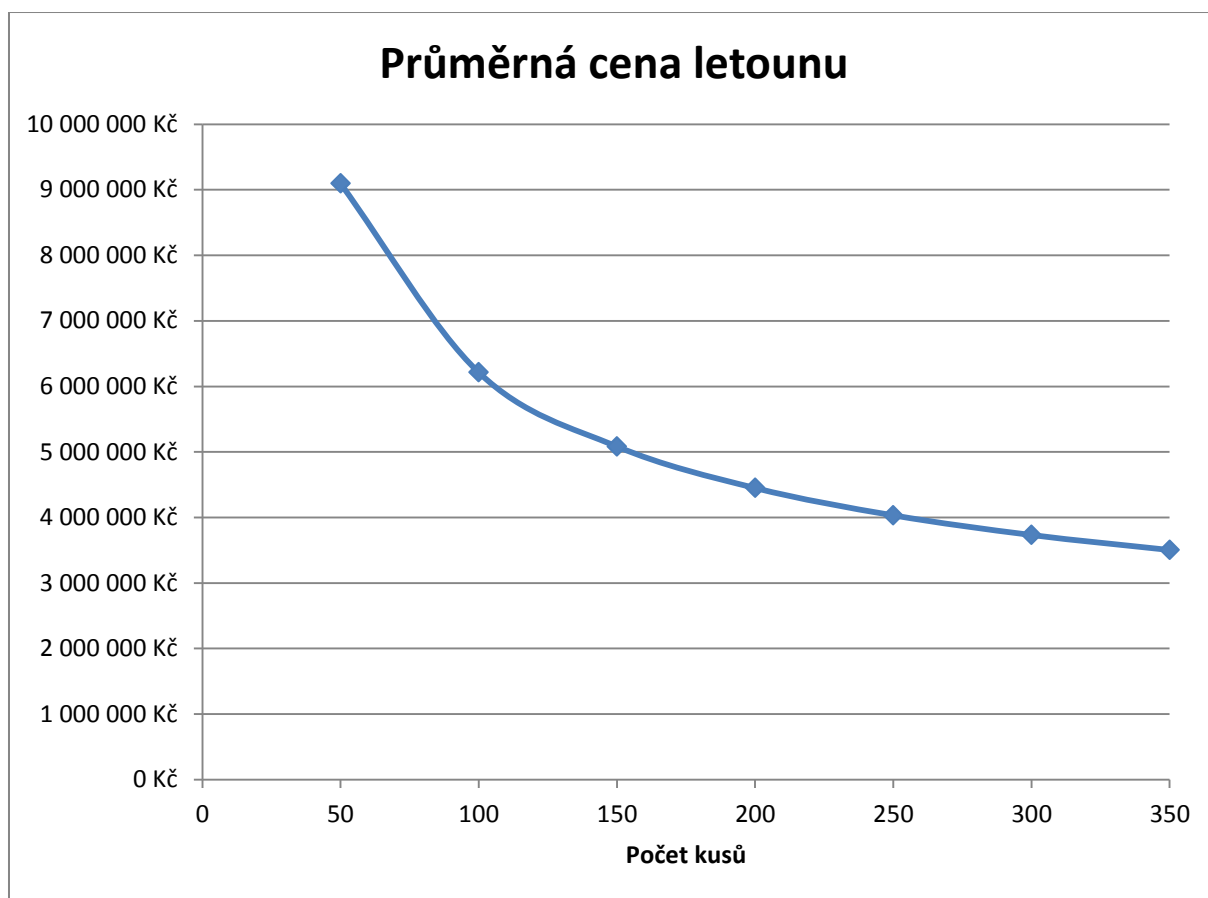
V následujícím grafu jsou body zvratu pro prodejní ceny letounu od 4 miliónů do 6 miliónů. Při ceně 6 miliónů za letoun nastane bod zvratu po 50 prodaných kusech. Pokud bude letoun stát 4 milióny, tak se náklady vrátí až po 140 prodaných letounů. To je přibližně po třech letech, pokud bude roční výroba 50 kusů.



Obr. 43 Průběh výdajů a příjmů



Následující graf zobrazuje závislost ceny letounu včetně zisku na počtu vyrobených kusů.



Obr. 44 Průměrná cena letounu s počtem kusů



---

## ZÁVĚR

Diplomová práce je zaměřena na návrh čtyřmístného letounu s nízkou vzletovou hmotností především pro sportovní a turistické využití, ale také jako úsporný letoun určený pro pilotní výcvik.

Celková koncepce letounu byla zvolena s ohledem na požadavky a průzkum trhu. Byl zvolen letoun v dolnoplošném uspořádání s obdélníkovým centroplánem a vnějším lichoběžníkovým křídlem, s uspořádáním ocasních ploch do tvaru T a elektricky zatahovací podvozek s řízeným příďovým kolem. Letoun bude pohánět motor ROTAX 915 iS s výkonem 101kW a třílistá vrtule o průměru 1,8m.

Byly navrženy základní rozměry, zvoleny profily křídla, ocasních ploch a rozměry trupu splňující požadavky nízké vzletové hmotnosti a čtyřmístné uspořádání kabiny.

Byl proveden hmotnostní rozbor a výpočet centrází pro většinu možných letových konfigurací při respektování maximální vzletové hmotnosti 1050kg. Hmotnostní konfigurace jsou zakresleny do centražního diagramu. Provozní rozsah centrází je v rozmezí od 23,5% $C_{SAT}$  do 33,8% $C_{SAT}$ .

V další části práce je pomocí programu Glauert III a profilových charakteristiky vypočítána a sestavena letová polára křídla a po započítání všech škodlivých odporů je sestavena letová polára celého letounu.

Obálka zatížení byla vypočtena podle předpisu CS-23 v kategorii Normal pro maximální cestovní rychlost 245km/h a pádovou rychlost v přistávací konfiguraci 86km/h. Letoun je dimenzován na maximální kladný násobek při vzletové hmotnosti 3,8. V případě snížené hmotnosti je přípustný násobek 4,4 v kategorii Utility.

Předběžný výpočet statické a dynamické zásoby s pevným a volným řízením byl proveden pro přední a zadní centráž z hmotnostního rozboru.

V závěrečné části práce jsou určeny letové výkony pro zvolený motor Rotax 915 iS a výpočet celkových nákladů na vývoj a výrobu. Při 350 vyrobených kusech a se započítáním 10% zisku bude cena letounu 3 503 000,-Kč. Bod zvratu nákladů na vývoj a výrobu, nastane při ceně letounu 4 milióny Kč a roční výrobě 50 kusů za 3 roky.



---

## SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] *Jane's all the world's aircraft 2011-2012*. 102 ed. Coulsdon: Jane's, 2011. ISBN 978-071-0629-555.
- [2] Niu, M. C. Y. (1991): *Airframe Structural design*, Conmilit LTD.
- [3] ROSKAM, Jan. *Airplane design*. Lawrence, Kan: DARcorporation, 1989. ISBN 18-848-8552-7.
- [4] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel I*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-010-3073-3.
- [5] FLORIAN, J. *Aerodynamické charakteristiky letounu I*. 1. vydání, Brno: VAAZ, 1963.
- [6] Federal Aviation Administration (2004): *Federal Aviation Regulations FAR 23*.
- [7] Píštěk, A. (1988): *Pevnost a životnost*, VUT v Brně.
- [8] ORLIČAN L-40 META SOKOL. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2016 [cit. 2016-05-09]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Orli%C4%8Dan\\_L-40\\_Meta\\_Sokol](https://cs.wikipedia.org/wiki/Orli%C4%8Dan_L-40_Meta_Sokol)
- [9] PIPER PA-28 CHEROKEE. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2016 [cit. 2016-05-09]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Piper\\_PA-28\\_Cherokee](https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-28_Cherokee)
- [10] *KONCEPCE LETADEL* [online]. 2010 [cit. 2016-05-09]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/Koncepceletadel.aspx>
- [11] *ROTAX AIRCRAFT ENGINES* [online]. 2016 [cit. 2016-05-09]. Dostupné z: <http://www.flyrotax.com/products.html>
- [12] *LYCOMING ENGINES* [online]. 2016 [cit. 2016-05-09]. Dostupné z: <http://www.lycoming.com/Lycoming/PRODUCTS/Engines/Certified/235Series.aspx>
- [13] J. MCGHEE, Robert a William D. BEASLEY. *Wind-Tunnel Results for a Modified 17-Percent-Thick Low-Speed Airfoil Section* [online]. Virginia: Langley Research Center [cit. 2016-05-10].
- [14] J. MCGHEE, Robert a William D. BEASLEY. *Wind-Tunnel Results for a Modified 13-Percent-Thick Low-Speed Airfoil Section* [online]. Virginia: Langley Research Center [cit. 2016-05-10].
- [15] European Aviation Safety Agency (2015): *Certification Specification CS 23*.
- [16] DANĚK, V. *Mechanika letu II*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN: 978-80-7204-761-1.
- [17] DANĚK, V. *Mechanika letu I*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [18] FILAKOVSKÝ K., KLIMEČEK, S.: *Universal propeller characteristics*
- [19] Píštěk, A. (2000): *Náklady na vývoj a výrobu*, VUT v Brně
- [20] DANĚK, V. (1992): *Projektování letadel*, VUT v Brně. ISBN 80-214-0373-X



## SEZNAM OBRÁZKŮ

OBR. 1 L-40 META SOKOL [8] .....	13
OBR. 2 PIPER PA-28 CHEROKEE [9] .....	14
OBR. 3 VUT100 COBRA [10] .....	14
OBR. 4 ROZLOŽENÍ VZTLAKU PODLE PŮDORYSNÉHO TVARU [10] .....	15
OBR. 5 ZVOLENÝ PŮDORYS KŘÍDLA .....	15
OBR. 6 ZVOLENÉ DOLNOPLOŠNÉ USPOŘÁDÁNÍ .....	16
OBR. 7 PODVOZEK S PŘÍŮOVÝM KOLEM [9] .....	17
OBR. 8 ROTAX 914 F [11] .....	18
OBR. 9 ROTAX 912 ISC SPORT [11] .....	18
OBR. 10 ROTAX 915 IS [11] .....	19
OBR. 11 LYCOMING O-320-E [12] .....	19
OBR. 12 LYCOMING O-360-E [12] .....	19
OBR. 13 POLOHA TĚŽIŠŤ JEDNOTLIVÝCH ČÁSTÍ LETOUNU .....	24
OBR. 14 AERODYNAMICKÝ PŮDORYS KŘÍDLA .....	28
OBR. 15 GRAFICKÉ URČENÍ STŘEDNÍ AERODYNAMICKÉ TĚTIVY .....	28
OBR. 16 MOMENTOVÁ ČÁRA LS-417MOD [13] .....	30
OBR. 17 VZTLAKOVÁ ČÁRA LS-417MOD [13] .....	30
OBR. 18 POLÁRA LS-417MOD [13] .....	31
OBR. 19 CHARAKTERISTIKY LS-413MOD PRO $Re=1000000$ [14] .....	32
OBR. 20 CHARAKTERISTIKY LS-413MOD PRO $Re=2000000$ [14] .....	32
OBR. 21 CHARAKTERISTIKY LS-413MOD PRO $Re=4000000$ [14] .....	33
OBR. 22 CHARAKTERISTIKY LS-413MOD PRO $Re=6000000$ [14] .....	33
OBR. 23 ROZLOŽENÍ VZTLAKU NA KŘÍDLE .....	34
OBR. 24 ROZLOŽENÍ VZTLAKU NA KŘÍDLE S VYSUNUTOU KLAPKOU .....	34
OBR. 25 POLÁRA KŘÍDLA .....	35
OBR. 26 POLÁRA LETOUNU .....	37
OBR. 27 OBÁLKA ZATÍŽENÍ .....	41
OBR. 28 ZÁKLADNÍ ROZMĚRY VOP .....	42
OBR. 29 URČENÍ LVOP <sub>0,25</sub> A HVOP Z MUŠKY LETOUNU .....	43
OBR. 30 DÉLKY POTŘEBNÉ PRO VÝPOČET PŘÍSPĚVKU TRUPU .....	45
OBR. 31 POTŘEBNÝ A VYUŽITELNÝ TAH .....	52
OBR. 32 POTŘEBNÝ A VYUŽITELNÝ VÝKON .....	52
OBR. 33 ZÁVISLOST ÚHLU KLOUZÁNÍ NA SOUČINITELI VZTLAKU .....	53
OBR. 34 ZÁVISLOST KLOUZAVOSTI NA RYCHLOSTI LETU .....	54
OBR. 35 RYCHLOSTNÍ POLÁRA .....	55
OBR. 36 GRAF STOUPACÍ RYCHLOSTI .....	56
OBR. 37 ZÁVISLOST ÚHLU STOUPÁNÍ NA RYCHLOSTI .....	57
OBR. 38 FÁZE VZLETU [17] .....	58
OBR. 39 URČENÍ OPTIMÁLNÍHO SOUČINITELE VZTLAKU A ODPORU [17] .....	59
OBR. 40 GRAF ZÁVISLOSTI RYCHLOSTI NA URAŽENÉ VZDÁLENOSTI .....	61
OBR. 41 FÁZE PŘISTÁNÍ [17] .....	62
OBR. 42 ZÁVISLOST RYCHLOSTI NA VZDÁLENOSTI PŘI PŘISTÁNÍ .....	65
OBR. 43 PRŮBĚH VÝDAJŮ A PŘÍJMŮ .....	73
OBR. 44 PRŮMĚRNÁ CENA LETOUNU S POČTEM KUSŮ .....	74



## SEZNAM TABULEK

TAB 1 ZÁKLADNÍ PARAMETRY KŘÍDLA.....	20
TAB 2 ZÁKLADNÍ PARAMETRY TRUPU .....	21
TAB 3 ZÁKLADNÍ PARAMETRY VOP .....	21
TAB 4 ZÁKLADNÍ PARAMETRY SOP.....	22
TAB 5 HMOTNOSTI A POLOHA TĚŽIŠŤ V OSE X U JEDNOTLIVÝCH ČÁSTÍ LETOUNU.....	25
TAB 6 HMOTNOSTNÍ KONFIGURACE LETOUNU.....	26
TAB 7 TABULKA ŠKODLIVÝCH ODPORŮ LETOUNU .....	37
TAB 8 VÝPOČET POZEMNÍ ČÁSTI VZLETU.....	60
TAB 9 DÉLKA DOJEZDU.....	64
TAB 10 INŽENÝRSKÉ PRÁCE PRO SÉRIOVOU VÝROBU.....	67
TAB 11 PŘÍPRAVKOVÉ VYBAVENÍ PŘI SÉRIOVÉ VÝROBĚ.....	69
TAB 12 SÉRIOVÁ VÝROBA .....	69
TAB 13 DOBA NA KONTROLU KVALITY U SÉRIOVÉ VÝROBY .....	70
TAB 14 NÁKLADY NA MATERIÁL U SÉRIOVÉ VÝROBY .....	70
TAB 15 CELKOVÉ NÁKLADY NA VÝVOJ .....	71
TAB 16 NÁKLADY NA 350 KUSŮ .....	72
TAB 17 VÝVOJ VÝDAJŮ NA POČTU KUSŮ 1 .....	72
TAB 18 VÝVOJ VÝDAJŮ NA POČTU KUSŮ 2 .....	73



## SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

$x_T$	<i>mm</i>	x-ová souřadnice těžiště
$c_{SAT}$	<i>mm</i>	Střední aerodynamická tětíva
$x_{SAT}$	<i>mm</i>	x-ová souřadnice střední aerodynamické tětivy
$y_{SAT}$	<i>mm</i>	y-ová souřadnice střední aerodynamické tětivy
$S_G$	<i>m</i>	Pozemní část vzletu/přistání
$S_A$	<i>m</i>	Vzdušná část vzletu/přistání
$A$	<i>lb</i>	Hmotnost letounu
$S$	<i>kts</i>	Maximální rychlost letounu
$R$	<i>ks</i>	Měsíční produkce letounů
$V_{S1}$	<i>km/h</i>	Pádová rychlost
$V_{S0}$	<i>km/h</i>	Pádová rychlost v přistávací konfiguraci
$V_D$	<i>km/h</i>	Rychlost střemhlavého letu
$V_A$	<i>km/h</i>	Obratová rychlost
$V_G$	<i>km/h</i>	Obratová rychlost při letu na zádech
$V_F$	<i>km/h</i>	Obratová rychlost s vychýlenými klapkami
$V_{AF}$	<i>km/h</i>	Rychlost letu s vychýlenými klapkami
$V_{LOF}$	<i>km/h</i>	Rychlost odpoutání
$V_2$	<i>km/h</i>	Bezpečná rychlost vzletu
$V_{AP}$	<i>km/h</i>	Rychlost přiblížení
$V_P$	<i>km/h</i>	Rychlost dosednutí
$m_{TOW}$	<i>kg</i>	Maximální vzletová hmotnost
$m_{prázdná}$	<i>kg</i>	Hmotnost prázdného letounu
$m_{užitečná}$	<i>kg</i>	Užitečná hmotnost
$D$	<i>USD</i>	Zajištění vývoje
$F$	<i>USD</i>	Letové zkoušky
$M$	<i>USD</i>	Materiál
$M/A$	<i>USD</i>	Motor a avionika
$L$	<i>N</i>	Vztlková síla
$D$	<i>N</i>	Odporová síla
$C_0$	<i>mm</i>	Hloubka křídla v kořenu
$C_k$	<i>mm</i>	Hloubka křídla na konci
$C_{VOP.0}$	<i>mm</i>	Hloubka kořenového profilu VOP
$C_{VOP.K}$	<i>mm</i>	Hloubka koncového profilu VOP
$S$	<i>m<sup>2</sup></i>	Plocha křídla
$S_{TR}$	<i>m<sup>2</sup></i>	Čelní plocha trupu
$S_{VOP}$	<i>m<sup>2</sup></i>	Plocha VOP
$S_{VK}$	<i>m<sup>2</sup></i>	Plocha výškového kormidla
$S_{SOP}$	<i>m<sup>2</sup></i>	Plocha SOP
$S_{SK}$	<i>m<sup>2</sup></i>	Plocha směrového kormidla
$b_W$	<i>m</i>	Rozpětí křídla s koncovými oblouky
$b$	<i>m</i>	Rozpětí křídla aerodynamické



$b_{KL1}$	m	Poloha počátku vztlakové klapky
$b_{KL2}$	m	Poloha konce vztlakové klapky
$b_{KR1}$	m	Poloha počátku křídélka
$b_{KR2}$	m	Poloha konce křídélka
$L_{TR}$	m	Délka trupu
$v_{TR}$	m	Výška trupu
$s_{TR}$	m	Šířka trupu
$b_{VOP}$	m	Rozpětí VOP
$L_{VOP0,25}$	m	Vzdálenost A.S. křídla k A.S. VOP
$E$	<i>hod</i>	Inženýrské vývojové práce
$T$	<i>hod</i>	Přípravkové vybavení
$L$	<i>hod</i>	Výroba
$Q/C$	<i>hod</i>	Kontrola kvality
$\psi$	°	Úhel vzepětí
$\varphi$	°	Úhel nastavení k ose trupu
$\delta_{KL}$	°	Maximální výchylka vztlakové klapky
$\delta_{KLN}$	°	Maximální výchylka křídélka nahoru
$\delta_{KLD}$	°	Maximální výchylka křídélka dolů
$\delta_{VOP.N}$	°	Výchylka výškového kormidla nahoru
$\delta_{VOP.D}$	°	Výchylka výškového kormidla dolů
$\delta_{SOP}$	°	Výchylka směrového kormidla
$\alpha_0$	°	Úhel nulového vztlaku
$C_{KL}$	%	Hloubka vztlakové klapky
$C_{KR}$	%	Hloubka křídélka
$x_C$	%	Centráž
$\lambda_{KŘ}$	-	Štíhlost křídla
$\lambda_{VOP}$	-	Štíhlost VOP
$V_{VOP}$	-	Mohutnost VOP
$Re$	-	Reynoldsovo číslo
$\alpha$	-	Sklon vztlakové čáry letounu
$c_L$	-	Součinitel vztlaku
$c_D$	-	Součinitel odporu
$\sigma_A$	-	Statická zásoba stability s pevným řízením
$\dot{\sigma}_A$	-	Statická zásoba stability s volným řízením
$\sigma_D$	-	Dynamická zásoba stability s pevným řízením
$\dot{\sigma}_D$	-	Dynamická zásoba stability s volným řízením
$\eta$	-	Účinnost vrtule